

V. PROPULSIONE E POTENZA NELLO SPAZIO

V.1. Motori per razzi

V.1.1. Introduzione

La propulsione a razzo è il sistema fondamentale per l'attività spaziale sia per veicoli che operano automaticamente che per quelli condotti dall'uomo. Sistemi di propulsione a razzo sono usati per le seguenti tre operazioni:

- lancio del veicolo che trasporta il satellite ed il suo carico ("payload") dalla base di lancio ed immissione del satellite in una LEO,
- trasferimento del satellite in un'orbita più alta o eventualmente in una traiettoria interplanetaria (in questo caso invece che di satellite si parla di "spacecraft" o navicella spaziale),
- spinta per il sistema di controllo d'assetto e per correzioni di orbita.

Il sistema di propulsione a razzo contiene in sé tutto il materiale necessario per operare. Il grande vantaggio è che il razzo può operare in qualunque ambiente, anche nel vuoto virtuale dello spazio. In effetti l'efficienza di un motore a razzo è migliore nel vuoto che a pressione atmosferica. Lo svantaggio è che al momento del lancio il razzo deve trasportare tutto il combustibile necessario per operare durante la missione. Perciò la massa utile (satellite o "spacecraft" e il carico strumentale) rappresenta soltanto una piccola frazione della massa totale all'istante del lancio.

Il principio del razzo è semplice: un razzo produce un flusso di molecole di gas, o di altre particelle, che vengono emesse ad altissima velocità in una data direzione. La reazione a questa azione, per la legge di Newton, spinge il veicolo in direzione opposta.

Ci sono tre categorie principali di motori per razzi che si distinguono per come le molecole di gas vengono spinte ad alta velocità:

- a propulsione di gas freddo,
- a reazioni chimiche,
- ad accelerazione di ioni o elettroni.

La maggior parte dei razzi operanti attualmente usano motori a reazioni chimiche. Metodi di propulsione diversi da quelli elencati sono attualmente in fase di studio e verranno discussi brevemente.

V.1.2. Equazioni e grandezze fondamentali della propulsione a razzo

L'espressione generale dell'equazione del razzo è derivata dalla quantità di moto del sistema:

$$\frac{d(Mv)}{dt} = M \frac{dv}{dt} + v_e \frac{dM}{dt} \quad (\text{V.1.1})$$

M è la massa del razzo, v la sua velocità, dM/dt la massa espulsa al secondo (che è trascurabile), v_e la velocità con cui è emesso il gas combusto. La forza che agisce sul razzo è $F_1 = M dv/dt$. La forza che agisce sul gas combusto in direzione opposta al moto del razzo è $F_2 = v_e dM/dt$ (il termine dv_e/dt è trascurabile). Se si trascurano gli effetti della forza di gravità e dell'attrito dell'aria, la legge di azione e reazione di Newton dà

$$M \frac{dv}{dt} = -v_e \frac{dM}{dt} \quad (\text{V.1.2})$$

Si noti che la massa totale M [razzo + combustibile + satellite e strumentazione ("payload")] varia nel tempo. Se si indica con M_b la massa totale a combustibile esaurito e con v_b la velocità del razzo a combustibile esaurito, l'integrazione della V.1.2 dà

$$v_b = v_e \ln\left(\frac{M}{M_b}\right) \quad (\text{V.1.3})$$

Si definisce "spinta" la forza di reazione prodotta sul razzo dal gas emesso ad alta velocità, $F = v_e \dot{M}$. Per una definizione più precisa bisogna aggiungere anche un termine di pressione:

$$F = v_e \frac{dM}{dt} + A_e(p_e - p_a) \quad (\text{V.1.4})$$

dove A_e è la superficie dell'ugello da dove il gas esce, p_e la pressione del gas all'uscita e p_a la pressione ambiente. Per ragioni di efficienza di emissione del gas dell'ugello, la condizione $p_e = p_a$ è ottimale (figura V.1.1.1), ma spesso impossibile da soddisfare a causa della variazione della pressione ambiente con l'altezza. Si disegna il razzo in modo che $p_e < p_a$ al livello del mare e che sia $p_e \geq p_a$ alle grandi altezze. Allora la spinta aumenta con l'altezza finché il veicolo non esce dall'atmosfera. Nello spazio la pressione ambiente è essenzialmente zero.

La pressione d'uscita, p_e , è controllata dal rapporto ε fra A_e e la sezione della strozzatura ("throat") dell'ugello, A_t . Si noti che se ε aumenta, p_e aumenta: lo si può derivare combinando le equazioni di Bernouilli e di continuità $p + \frac{1}{2}\rho v^2 = \text{const}$ e $A v = \text{const}$ rispettivamente.

Per i primi stadi dei razzi (per cui p_a varia con l'altezza) si ottimizza il diametro d'uscita dell'ugello a seconda della traiettoria di lancio. Per i motori degli stadi che viaggiano nello spazio ($p_a \approx 0$) la spinta aumenta con ε . In pratica si deve anche in questo caso ottimizzare il diametro d'uscita valutando anche l'impatto della maggior massa di un ugello più grande.

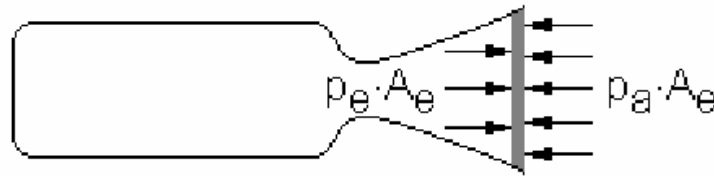


Figura V.1.1: Efficienza dell'espansione del gas emesso da un ugello, tubo convergente-divergente o di Venturi.

Un grandezza che è collegata con v_e è l'impulso specifico. E' definito come il rapporto fra spinta e perdita di peso:

$$I_{sp} = \frac{F}{g\dot{M}} \quad (\text{V.1.5})$$

Si misura in secondi e dà l'efficienza con cui il propellente è trasformato in spinta. Per razzi a propulsione chimica l'impulso specifico è proporzionale alla radice quadrata del rapporto fra la temperatura della camera di combustione ed il peso molecolare medio del gas emesso:

$$I_{sp} = K \sqrt{\frac{T_c}{\mu}} \quad (\text{V.1.6})$$

L'equazione V.I.6 indica che si può minimizzare l'impulso specifico scegliendo reazioni chimiche che producono gas di basso peso molecolare medio.

Per valutare le caratteristiche dei razzi si usano due grandezze: la "velocità caratteristica" della combustione dei gas ed il "coefficiente di spinta". La prima indica l'energia disponibile per il processo di combustione ed è, tra l'altro, funzione di p_c la pressione nella camera di combustione.

$$C^* = \frac{p_c A_t}{\dot{M}} \quad (\text{V.1.7})$$

Valori tipici di c^* variano da 1300 m/s a 1650 m/s a seconda del tipo di propellente: i valori più bassi si riferiscono ad un tipico monopropellente come l'idrazina, i valori più alti ad un bipropellente come tetracloruro d'ossigeno e monometilidrazina (vedi sezione V.2). Il valore di c^* per sistemi criogenici ad ossigeno ed azoto liquidi può arrivare a 2350 m/s.

La seconda, che è una grandezza adimensionale, misura l'efficienza della conversione dell'energia in velocità di emissione dei gas e caratterizza la prestazione dell'ugello:

$$C_f = \frac{F}{p_c A_t} \quad (\text{V.1.8})$$

L'impulso specifico può essere scritto in termini di c^* e c_f nella seguente maniera:

$$I_{sp} = \frac{C^* C_f}{p_c A_t} \quad (V.1.9)$$

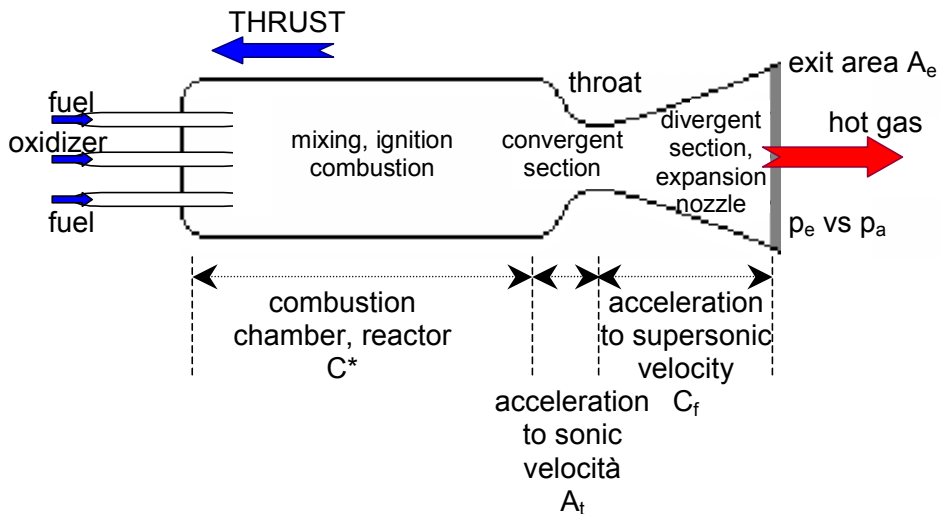


Figura V.1.2: Schema della camera di combustione di un razzo.

Infine si ricordi che la misura primaria delle prestazioni di un razzo è data dalla V.1.3, cioè dalla variazione di velocità che si può ottenere.

L'equazione V.1.3 è calcolata assumendo che non ci siano effetti dovuti alla gravità e alla resistenza dell'aria. Quindi il valore di variazione di velocità è alquanto minore del valore teorico; di solito è circa 1500 - 2000 m/s più basso.

In figura V.1.2 si schematizzano le caratteristiche della camera di combustione e dell'ugello.

V.1.3. Razzi a multistadi

Nella sezione precedente si è assunto che la diminuzione di massa è dovuta soltanto al consumo di propellente. Tuttavia esiste altra massa non necessaria alla missione che può essere eliminata una volta divenuta superflua: quella dei serbatoi del combustibile già usato. Questa è l'idea alla base dei razzi a più stadi. Il principio viene usato dai produttori di fuochi d'artificio già da secoli e fu proposto agli inizi del 1900 indipendentemente da Tsiolkovsky, Goddard e Oberth.

Un razzo a più stadi consiste di due o più razzi indipendenti sistemati l'uno sull'altro. Ogni stadio ha il suo motore ed il suo propellente. Il primo stadio (il più basso) dà la spinta maggiore perché deve far volare la maggior massa. La spinta diventa via via minore negli stadi successivi. Al lancio viene acceso il primo stadio;

quando il propellente è esaurito, il primo stadio si stacca e viene abbandonato. Di solito il primo stadio viene chiamato "booster".

A questo punto, o poco dopo, viene acceso il motore del secondo stadio. Poichè la massa totale adesso è minore, il motore del secondo stadio dà una minor spinta e consuma meno propellente. All'esaurimento di quest'ultimo il secondo stadio viene rilasciato e si accende il motore del terzo stadio. Quando lo stadio finale raggiunge la velocità necessaria per la particolare missione, il satellite con il suo carico strumentale viene staccato e poco dopo comincia ad operare. L'ultimo stadio di solito ha velocità sufficientemente elevata e rimane in orbita.

L'incremento di velocità di ogni stadio è descritto da un'equazione uguale a quella dei razzi ad uno stadio ma viene determinata individualmente, stadio per stadio. Se si indica con M_i la massa totale del razzo quando lo stadio i viene acceso e con M_{bi} la massa totale del razzo dopo che tutto il combustibile dello stadio i è stato bruciato ma lo stadio non è stato ancora espulso, l'incremento di velocità è:

$$\Delta v_i = v_{ei} \ln \frac{M_i}{M_{bi}} = g I_{spi} \ln \frac{M_i}{M_{bi}} \quad (\text{V.1.10})$$

La velocità finale di un sistema a multistadi è data dalla somma degli incrementi di velocità ottenuti dai singoli stadi (il sottoscritto i definisce i diversi stadi):

$$v_b = \sum_i \Delta v_i = g \sum_i I_{spi} \ln \frac{M_i}{M_{bi}} \quad (\text{V.1.11})$$

Si noti che il carico portato da ogni stadio è dato dalla massa, M_{ci} , di tutti gli stadi successivi e della strumentazione (satellite più carico scientifico). Si chiama "frazione di carico" di uno stadio il rapporto

$$\lambda_i = \frac{M_{ci}}{M_i} \quad (\text{V.1.12})$$

La frazione di carico totale del razzo è il prodotto delle frazioni di carico degli stadi individuali. La "frazione di struttura" dei singoli stadi è il rapporto

$$\varepsilon_i = \frac{M_{bi} - M_{ci}}{M_i} \quad (\text{V.1.13})$$

Si possono determinare gli incrementi di velocità di ogni stadio conoscendo i valori dell'impulso specifico, della frazione di carico e della frazione di struttura:

$$\Delta v_i = g I_{spi} \ln \frac{1}{\varepsilon_i + \lambda_i} \quad (\text{V.1.14})$$

Come esempio di tecniche di calcolo, si consideri un razzo a tre stadi di 100 t di massa iniziale che soddisfi le seguenti condizioni:

- tutti gli stadi hanno un uguale valore di frazione di carico $\lambda_i = 0,279$

- il rapporto fra la massa del propellente consumato ad ogni stadio e la massa iniziale di ogni stadio sia di 0.831 (83.1%).

Usando le equazioni V.1.11 e V.1.12, si ottengono i valori di propellente e masse, incluso il satellite ed il carico scientifico ("payload"), dati di seguito (se poi si assume un rapporto spinta/peso costante di dato valore, si possono calcolare facilmente le spinte necessarie nei vari stadi).

Stadio	Propellente	Componenti
I	60 t	12.1 t
II	16.7 t	3.4 t
III	4.5 t	0.9 t
Payload		2 t

In generale, fissata la massa iniziale di un razzo, il sistema a multistadi può portare in orbita o nello spazio un carico maggiore e/o usare meno propellente di un razzo a stadio singolo. Tuttavia non si possono aumentare indefinitamente il numero di stadi perchè ciò porta complessità costruttive molto grandi ed una probabilità maggiore di fallimento. Inoltre il vantaggio che si realizza con uno stadio in più diminuisce all'aumentare del numero di stadi.

V.I.4. Effetti della gravità e dell'attrito atmosferico.

Finora abbiamo ignorato gli aspetti della gravità e dell'attrito atmosferico. Poichè questi aspetti si oppongono al moto del razzo, tenderanno a ridurre la velocità finale. Per ripristinare la velocità finale desiderata bisognerà aumentare il rapporto M/M_b . L'aumento dipende dal tipo di traiettoria di lancio prescelta.

Per illustrare quest'ultimo punto prendiamo una traiettoria estrema e non realizzabile in pratica ma facilmente trattabile teoricamente. Si lancia il razzo verticalmente; poi, raggiunta la quota voluta, lo si fa ruotare in direzione orizzontale per immetterlo in orbita. Se t è il tempo di salita, gt è la diminuzione di velocità dovuta alla forza gravitazione. Si assume che fino ad una quota di alcune centinaia di km il valore dell'accelerazione di gravità è costante. Se la salita dura 100 secondi, la diminuzione di velocità, rispetto al caso indisturbato, è di 980 m/s.

Un metodo alternativo ma più pratico, è quello di far percorrere al razzo una traiettoria curva. La diminuzione di velocità causata dalla forza di gravità è adesso solo la componente nella direzione di moto ed è minore di gt . Tuttavia il tempo di salita è maggiore. Alla fine si spende meno energia perchè non c'è un cambiamento improvviso della direzione di moto.

Anche l'effetto della forza aerodinamica di attrito dell'aria è ritardante ed è proporzionale a $\rho v^2 A/2$; ρ è la densità dell'aria, v la velocità del razzo, A la sezione del razzo perpendicolare alla direzione del moto. La costante di proporzionalità, C_D , dipende da vari fattori come la forma e la dimensione del razzo, la viscosità dell'aria, etc; un valore tipico per i razzi è 0.4.

Per minimizzare l'effetto dell'attrito si devono avere basse velocità nella parte bassa dell'atmosfera dove g è grande. Questa situazione è sempre verificata perchè il razzo inizialmente sale con bassa velocità.

Anche la perdita di velocità dovuta all'attrito è legata al tempo di volo. Una traiettoria verticale darebbe il minor rallentamento. In generale il veicolo è lanciato verticalmente in modo che resti il minor tempo possibile negli strati più densi dell'atmosfera, poi piega gradualmente finchè raggiunge l'altitudine prevista con la corretta inclinazione. Per i veicoli a multistadio le traiettorie dei singoli stadi seguono un andamento analogo. Di solito si raggiunge la quota prevista subito dopo che l'ultimo stadio viene acceso e il satellite si muove orizzontalmente in un mezzo a densità molto bassa. L'ultima parte della traiettoria, prima dell'accensione dello stadio finale, è balistica: ciò permette una maggior stabilità del razzo e minor consumo di propellente.

Tipicamente la perdita di velocità per effetto dell'attrito atmosferico è $1/3$ di quella prodotta dagli effetti gravitazionali.

V.1.5. Disegno strutturale di un razzo

Il disegno strutturale di un razzo è un difficile problema di ingegneria che esula dalla trattazione in questa sede e perciò viene trattato brevemente. Bisogna considerare e valutare tutte le forze che agiscono sul veicolo alla partenza e durante il volo come gli effetti della resistenza dell'aria, i venti, i momenti torsionali, il moto del propellente liquido nel serbatoio, etc. Alcuni dei requisiti necessari sono descritti di seguito.

- La struttura deve essere leggera per avere un alto rapporto M/M_b , ma deve essere nel contempo resistente. I materiali usati di solito sono acciaio e leghe di alluminio. Per strutture speciali si usano leghe di titanio.
- Dal punto di vista del rapporto resistenza-peso, i serbatoi di propellente dovrebbero essere sferici. Tuttavia ciò porterebbe a sprechi di spazio. Di solito tali serbatoi sono cilindrici con lati superiori ed inferiori emisferici.
- Per ridurre gli effetti dell'attrito dell'aria, la sezione del razzo deve essere piccola. Tuttavia il rapporto sezione-lunghezza non deve essere inferiore ad un valore prefissato perchè altrimenti intervengono forze trasversali nella struttura che potrebbero spezzare il razzo.
- La forma aereodinamica del sistema è un fattore molto importante. Il muso del razzo, "shroud", è a forma di cono; nello "shroud", che viene espulso al momento dell'immissione in orbita del carico, è contenuto il satellite.

V.1. Sistemi di Propulsione

V.2.1 Propulsione a gas freddo

I sistemi a propulsione di gas freddo consistono semplicemente di una sorgente di gas pressurizzato ed un ugello. E' il più semplice motore a razzo; si usa in tutti quei casi in cui la semplicità è più importante delle prestazioni ed è usato, fra l'altro, dagli astronauti per l'attività extraveicolare.

V.2.2 Propulsione tramite reazioni chimiche

I motori a combustione chimica sono di tre tipi: liquidi, solidi ed ibridi.

I motori a propellente liquido, a loro volta si dividono in mono o bipropellente. E' monopropellente un sistema in cui un singolo liquido produce l'energia propulsiva, per decomposizione catalitica. Al giorno d'oggi si usa quasi esclusivamente idrazina (N_2H_4).

Nel passato il perossido d'azoto (H_2O_2) era molto diffuso.

L'idrazina è usata particolarmente nei motori che controllano il sistema d'assetto e la velocità dei satelliti. Ha eccellenti caratteristiche di stabilità ed i prodotti di decomposizione sono puliti. In Figura V.2.1 si dà lo schema di un motore ad idrazina.

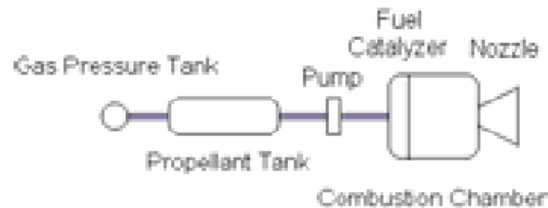


Figura V.2.1: Schema di un motore a idrazina.

Il principio di funzionamento è dato di seguito.

1) Quando il sistema di controllo segnala la necessità di una correzione d'assetto, una valvola a solenoide viene aperta per permettere il flusso di N_2H_4 ; quest'operazione può essere del tipo ad impulsi (della durata minima di circa 5 ms) o di durata lunga.

2) La pressione nel serbatoio del propellente spinge N_2H_4 nell'iniettore; l'idrazina entra sotto forma di "spray" nella camera di catalizzazione dove entra in contatto con il catalizzatore.

3) Una tipica base catalizzante consiste di una rete di alluminio impregnata di rido. Il catalizzatore più usato è fatto dalla Shell Oil. Co. ed è chiamato Shell 405. L'idrazina liquida si riscalda quando entra in contatto con la base catalizzante; all'aumentare della temperatura l'idrazina vaporizza e si decompone in gas ad alta

temperatura di idrogeno, azoto e ammoniaca (NH_3). Si controlla la proporzione dei vari costituenti i gas emessi tramite il controllo del flusso entrante nella camera di catalizzazione e la geometria della camera stessa. Per le applicazioni di controllo d'assetto per cui è importante avere un altro valore di I_{sp} si richiede l'emissione di una dose minima di NH_3 . La minima quantità di NH_3 raggiungibile è del 30-40%.

4) Alla fine del processo i prodotti della decomposizione dell'idrazina lasciano la base catalizzante ed escono dall'ugello per la spinta. Di solito questo tipo di motori hanno un alto valore di ϵ .

Quasi tutti i razzi a combustibile liquido usano sistemi di propulsione bipropellenti; si usano due liquidi, il combustibile e l'ossidante, che sono contenuti in due diversi contenitori e mescolati nel motore del razzo dove si sviluppa la reazione di combustione. In Figura V.2.2 si dà lo schema di un motore a propellente liquido.

Il tetrossido di azoto (N_2O_4) è l'ossidante usato di solito; la monometilidrazina ($CH_3NH \bullet NH_2$, *MMH* in forma abbreviata) è il combustibile. La monometilidrazina può essere depositata e conservata facilmente nei serbatoi in quanto non bolle se non a temperatura moderatamente alta; la densità è uguale a quella del cherosene ed ha alto potere calorifico. Tuttavia è tossica e deve essere manipolata con cura. Il tetrossido di azoto ha un punto di ebollizione relativamente basso (21°C) e tende a vaporizzare facilmente. Per innalzare il punto di ebollizione si aggiunge a N_2O_4 circa il 14% di acido nitrico (HNO_3) che però è altamente corrosivo per l'acciaio. HNO_3 viene mescolato con una piccola quantità di HF (acido fluoridrico) che forma una specie di rivestimento protettivo sul metallo.

Un ulteriore vantaggio del sistema bipropellente N_2O_4/MMH è di essere ipergolico: i due componenti reagiscono spontaneamente quando sono mescolati.

Per i propellenti come H_2 , O_2 e F_2 che si trovano in forma gassosa a temperature ordinarie e quindi avrebbero bisogno di serbatoi molto grandi, si usano sistemi criogenici. Sicuramente queste basse temperature non si possono conservare a lungo; per questa ragione il rifornimento avviene solo poche ore prima del lancio. Il motore principale dello Shuttle usa un sistema criogenico. L'ossidante è O_2 che viene parzialmente mescolato con tutto il combustibile (H_2) in una camera di precombustione. La precombustione genera gas di alta energia per azionare delle pompe a turbina che immettono il gas nella camera di combustione principale dove viene mescolato con il restante ossidante. Il sistema è molto complesso e richiede pompe, turbine e tubi di trasferimento dei propellenti molto costosi. Tuttavia il sistema dà il più alto I_{sp} di qualunque altra combinazione di propellenti.

In Tabella V.2.1 sono riassunte le caratteristiche dei più rappresentativi motori a propellente liquido.

I motori a combustibile solido sono molto più semplici di quelli a combustibile liquido in quanto non richiedono sistemi complessi di trasporto del propellente nella camera di combustione. Il propellente è già contenuto nella camera di combustione e le sole altre componenti del motore a razzo sono l'ignitore e l'ugello. I razzi a combustibile solido hanno anche altri vantaggi oltre la semplicità del motore: facile trasportabilità e rapidità d'uso. Il combustibile è tipicamente alluminio polverizzato mentre l'ossidante è perclorato di ammonio, NH_4ClO_4 . Il tutto è mescolato e tenuto assieme da gomma sintetica del tipo poliuretano.

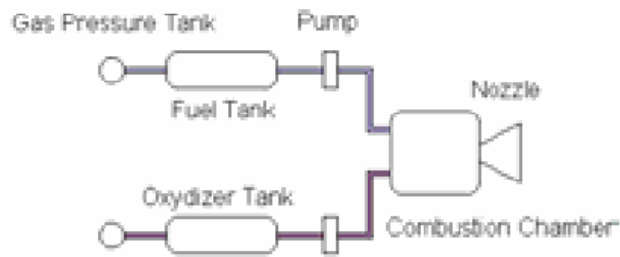


Figura V.2.2: Schema di razzo a propellente liquido

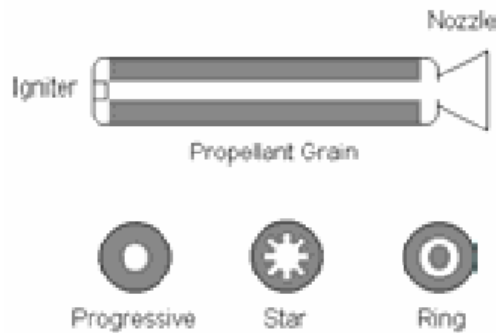


Figura V.2.3: Schema di razzo a propellente solido

In figura V.2.3 sono schematizzate alcune configurazioni tipiche di un motore a propellente solido. Il propellente solido brucia solo dove c'è una superficie esposta; quindi brucia nelle vicinanze dell'ugello o in una cavità interna. In quest'ultimo caso la superficie finale è inibita. Come vale in generale, anche per i razzi a combustibile solido la spinta dipende dalla velocità di bruciamento del propellente. Dato il propellente, la velocità di bruciamento dipende dall'area esposta. Quindi la spinta varia al variare dell'area durante la combustione. La soluzione rappresentata, pur mantenendo l'area esposta costante, ha due problemi: 1) il contatto della parte che brucia con la superficie metallica del motore danneggia quest'ultimo, e 2) la relativamente piccola area esposta può non dare la spinta voluta. La seconda soluzione ha lo svantaggio che l'area esposta varia nel tempo; ciò può essere non voluto. Si ovvia a questo inconveniente dando forme speciali al canale centrale: una forma tipica è a stella.

Il sistema di ignizione si trova all'estremo opposto all'ugello; di solito il motore opera con un'unica accensione e una volta partito brucia tutto il propellente.

Nei razzi a propellente ibrido il combustibile è solido e l'ossidante liquido. Nei motori ben disegnati il tipo ibrido somma le caratteristiche migliori dei due tipi da cui deriva. Un esempio di motore ibrido è schematizzato in Figura V.2.4.

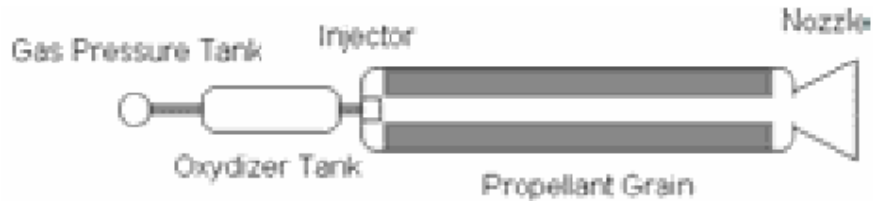


Figura V.2.4: Esempi di motori a razzo a propellente ibrido

V.2.3. Motori a (bi-)propellente liquido.

I motori consistono di pompe, sistemi di alimentazione, camera di combustione, ugello, etc. La parte più importante del motore è la camera di spinta ("thrust chamber") che consiste di un iniettore, un sistema di ignizione, una camera di combustione e l'ugello. I propellenti (combustibile e ossidante) sono introdotti dall'iniettore nella camera di combustione dove avvengono i processi di ignizione e le reazioni chimiche. Il risultato è la produzione del gas ad alta temperatura necessario alla spinta che viene espulso attraverso l'ugello.

I motori sono piccoli relativamente alle dimensioni del razzo il cui volume è occupato per la maggior parte dai serbatoi del propellente.

L'iniettore ha il ruolo di introdurre i propellenti nella camera di combustione in maniera da assicurare la massima efficienza nella produzione dei gas ad alta temperatura. L'iniettore è di solito formato da molti piccoli orifici; il propellente vi è spinto attraverso ad alta pressione e ne esce sotto forma di "spray".

L'ignizione dei propellenti mescolati è l'operazione successiva. L'ignizione avviene soltanto all'inizio; poi il processo di bruciamento si autosostiene. Propellenti ipergolici bruciano al contatto; un esempio è N_2O_4 / MMH. Per propellenti che hanno bisogno di ignizione si usa una polvere pirica che è accesa da un filo elettrico riscaldato. Nei motori usati per la correzione d'orbita, che devono essere accesi e spenti più volte, si usa una camera di precombustione che mantiene sempre acceso una piccola quantità di propellente ed invia gas di alta temperatura nella camera di combustione per l'accensione del propellente il cui flusso di entrata è controllato.

La combustione del propellente deve essere completa; perciò si devono immettere nella camera di combustione ossidante e combustibile in proporzioni ben definite dai rapporti stechiometrici. La camera di combustione è un volume entro cui i propellenti vaporizzano, si mescolano completamente e si riscaldano alla temperatura necessaria per una combustione rapida. Le dimensioni della camera devono essere un compromesso fra la necessità di un grande volume per permettere il miscelamento ottimale dei propellenti ed il mantenimento dell'energia cinetica da

parte delle molecole del gas ad alta temperatura e la necessità di limitare la massa totale del sistema per non diminuire il rapporto spinta-peso. Si noti che se la camera di combustione è sottodimensionata il processo di combustione sarà incompleto e si otterrà una temperatura minore di quella ottimale. Opportuni sistemi di miscelazione, metodi di ottimizzazione del sistema di ignizione e corretti valori della pressione permettono di contenere le dimensioni della camera di combustione. La forma della camera non è critica; di solito è cilindrica o sferica. La forma sferica è ideale perchè dà la massa minima per un dato volume e anche la superficie minima. Quest'ultimo caso è importante perchè una minor superficie richiede minor raffreddamento della superficie esterna della camera di combustione. La scelta dei materiali di cui è realizzata è anche importante: devono essere resistenti alle alte temperature (\approx alcune migliaia di gradi), devono avere alta conduttività termica per facilitare il raffreddamento e devono avere basso peso specifico. Di solito le camere di combustione sono di acciaio o di leghe speciali di alluminio.

L'ugello è la parte più importante del motore; è la componente che ridirige il moto casuale (termico) delle molecole di gas in un moto direzionale ad alta velocità. Nell'ugello, un tubo convergente-divergente, l'energia cinetica interna delle molecole è convertita in energia cinetica ordinata che permette l'emissione del gas in una data velocità. In questo passaggio da moto casuale a moto ordinato si ha una perdita di temperatura: il gas che lascia l'ugello è a più bassa temperatura e pressione di quello presente nella camera di combustione.

In un tubo divergente-convergente, la velocità del gas nella strozzatura è la velocità del suono nel gas alla temperatura e pressione locali. Si ricorda che la velocità del suono, v_s , è proporzionale alla radice quadrata della temperatura ed inversamente proporzionale alla radice della pressione del gas. Dopo la strozzatura, la velocità diventa supersonica. Abbiamo già visto in Figura V.2.1 che per avere la massima efficienza l'ugello deve essere disegnato in modo tale che $p_e = p_a$, altrimenti il gas viene emesso sottoespanso ($p_e > p_a$) o sovraespanso ($p_e < p_a$). Nel primo caso la velocità di emissione è minore del valore teorico; c'è tuttavia un effetto di compensazione nel valore della spinta totale del razzo (vedi equazione V.4). Nel secondo caso, se il rapporto p_e/p_a è minore di un valore critico (che può variare tipicamente da 0.25 a 0.40) si genera un'onda d'urto e viene dissipata energia in formazione di vortici, moti turbolenti, etc. In generale, per razzi ad uno stadio, è meglio che il gas di emissione sia sopraespanso a piccole altezze e un po' sottoespanso a grandi altezze. Nei razzi a multistadio, il disegno dell'ugello è ottimizzato per le condizioni di p_a in cui opera ogni stadio.

Il disegno del tubo convergente-divergente è fissato dai seguenti vincoli:

- La sezione della parte convergente deve essere attaccata direttamente alla camera di combustione.
- La sezione del "throat" è fissata dalla pressione nella camera di combustione e dal livello di spinta richiesto.
- La sezione della parte divergente del tubo è fissata dalle considerazioni di pressione analizzate sopra.

Per quanto riguarda le altre dimensioni del tubo, la parte critica è la lunghezza e la divergenza della parte finale. Se l'angolo di divergenza alla strozzatura è grande, la lunghezza della parte divergente è piccola. Ciò è un vantaggio in termini di massa e di minor attrito del gas con le pareti dell'ugello. Se l'angolo è troppo grande si possono però avere perdite di energia causate, ad esempio, da componenti radiali del moto del gas o da effetti di sovraespansione.

Esistono altri disegni di ugello (che non trattiamo) o anche sistemi che combinano più camere di spinta che immettono il gas in un unico canale d'uscita. Altri componenti importanti dei motori per razzi sono i sistemi di raffreddamento della camera di spinta ed il sistema di alimentazione.

Vedi fotocopie

Figura V.2.5: Schema di sistema di propulsione che usa il bipropellente N_2O_4 / MMH

Un esempio di motore è dato schematicamente in Figura V.2.5. Il sistema descritto viene usato per variare la velocità di un satellite per aggiustamenti d'orbita. C'è un serbatoio che contiene He a 4000 psi (1 atm = 14.70 psi), un sistema di controllo della pressione e del flusso di He che garantisce una pressione di 200 psi sui serbatoi di propellente. Ci sono due coppie di serbatoi; ogni coppia contiene separatamente N_2O_4 e MMH. Sotto i serbatoi si trova il sistema di controllo dell'alimentazione del motore (Propellant Supply Assembly) e le varie valvole di sicurezza. Sia l'ossidante che il combustibile arrivano separati nel motore dove si mescolano ed innescano le reazioni chimiche per l'emissione dei gas ad alta temperatura.

V.2.4. Propulsione tramite accelerazione di ioni o plasmi

La propulsione elettrica richiede una sorgente esterna di potenza per accelerare il gas che produce la spinta voluta. Il gas può essere un plasma ionizzato che viene accelerato ad alta velocità da un campo elettrico o un plasma che forma una corrente elettrica che interagisce con un campo magnetico ed usa la forza di Lorentz per la spinta. Per questo tipo di motori non si usa un sistema ad ugello. Le particelle cariche sono accelerate direttamente ed emesse ad alta velocità.

Il limite alla velocità di emissione del plasma è fissato, oltre che dalla velocità della luce, dalla potenza disponibile; quindi la velocità e l'impulso specifico ottimali dipendono dal sistema di potenza non più dalla temperatura e dal peso molecolare medio del gas emesso. La potenza è proporzionale a I_{sp} . In realtà anche la massa del sistema di potenza gioca un ruolo importante. Fissato l' I_{sp} necessario, si deve valutare la massa ottimale del propellente e del sistema di potenza.

Le operazioni necessarie per far funzionare un razzo a ioni (elettrostatico) sono tre:

- generazione degli ioni,

- la loro accelerazione tramite un campo elettrostatico,
- la neutralizzazione del fascio di ioni emesso.

La generazione di ioni avviene per ionizzazione a contatto e ionizzazione tramite un fascio di elettroni. Nel primo caso si usa il cesio (potenziale di ionizzazione di 3.89 eV) che viene vaporizzato e fatto passare attraverso una rete di tungsteno riscaldato dove avviene la ionizzazione. Nel secondo caso un catodo riscaldato emette un fascio di elettroni veloci che passano attraverso il gas da ionizzare, di solito vapore di mercurio. Anche il mercurio ha basso potenziale di ionizzazione.

Il secondo processo, accelerazione, avviene in presenza di un campo elettrostatico di circa 2000 V. Questo campo è capace di produrre un valore di $I_{sp} = 4500$ s con ioni Hg^+ . L'impulso specifico è infatti dato da

$$I_{sp} = K \sqrt{\frac{Vi}{m}} \quad (V.14)$$

dove V è la tensione elettrostatica, i la corrente e m la massa dello ione. K è una costante di proporzionalità.

Il sistema di accelerazione consiste di una griglia acceleratrice ad alto potenziale negativo e di una griglia decelerante a potenziale leggermente più positivo della griglia accelerante che rallenta di poco gli ioni positivi ma serve ad evitare che elettroni di alta velocità vengano immessi nel fascio. Prima di essere immessi dal motore, gli ioni positivi vengono neutralizzati da una sorgente di elettroni (per esempio un filamento metallico riscaldato) posizionato in modo da emettere elettroni entro il fascio ionico a velocità simili a quelle degli ioni. Quest'ultima operazione è fondamentale in quanto altrimenti gli ioni potrebbero essere decelerati da cariche opposte presenti nel motore.

Il principio di funzionamento di un razzo ad accelerazione di plasma (gas ionizzato in cui trovano sia ioni che elettroni) è basato sul moto di un plasma in un campo magnetico dove il plasma si comporta come un fluido. Tipici valori di I_{sp} raggiungibili con questo sistema di propulsione sono dell'ordine di 25000 s.

L'emissione del plasma avviene tramite un cannone a plasma ("plasma gun"). Nel "plasma gun" si producono simultaneamente sia il plasma che il campo magnetico accelerante. L'accelerazione avviene per impulsi. Il cannone consiste di due tubi concentrici; uno interno ed uno esterno. Si immette una piccola quantità di gas nell'intercapedine fra i tubi e si fa passare una scarica ad alto voltaggio attraverso il gas. La scarica ionizza il gas. Si forma una corrente radiale diretta verso il centro. Contemporaneamente la corrente negli elettrodi forma un campo magnetico azimutale che circonda l'elettrodo interno. Per la legge di Lorenz si esercita una forza sul plasma che lo fa uscire dal cannone. Un sistema come questo dovrebbe operare con impulsi in rapida successione.

In Tabella V.2.1 si danno indicazioni generali delle prestazioni e delle caratteristiche dei più importanti sistemi di propulsione per satelliti discussi.

Tabella V.2.1: Prestazioni e caratteristiche di sistemi di propulsione per satelliti

V.1. Sistemi di Potenza

V.3.1 Introduzione

Una notevole quantità di potenza elettrica è necessaria sia durante il lancio che durante le operazioni in orbita del satellite o dello "spacecraft" e del relativo "payload". Oltre che per la propulsione del razzo, l'elettricità è usata per il funzionamento del "payload" e per la propulsione, il controllo di assetto, le comunicazioni, il trattamento dei dati, il controllo termico ed elettrico del satellite.

I razzi usano batterie primarie cioè quelle che convertono energia chimica in elettrica direttamente e che non si ricaricano. Bastano le batterie primarie in quanto non devono durare per più di un'ora. I satelliti, invece, che restano in orbita per molti mesi o anni hanno bisogno di una sorgente di potenza che sia rinnovabile e che possa anche ricaricare le batterie (batterie secondarie). I tipi di sistemi di potenza per un satellite sono:

- fotovoltaici che operano per conversione diretta di radiazione solare in energia elettrica (celle solari),
- statici, che usano una sorgente di calore (${}^{238}_{92}\text{U}$ o ${}^{239}_{94}\text{Pu}$) per conversione termoelettrica diretta,
- dinamici, che usano una sorgente di calore come luce solare concentrata o ${}^{238}_{92}\text{U}$ per produrre elettricità usando macchine cicliche.

Il sistema di potenza elettrica deve essere in grado di generare potenza, conservarla, distribuirla, regolarla e controllarla. I parametri importanti sono, fissato il profilo orbitale, cioè l'inclinazione e l'altezza, i consumi medi e di picco. Bisogna inoltre conoscere le necessità in termini di potenza all'inizio della missione (BOL) ed alla fine (EOL). Di solito, bisogna superdimensionare il sistema per compensare a fine missione la perdita causata dalla degradazione delle prestazioni delle cellule solari.

Nella trattazione che segue si esamineranno prevalentemente i sistemi di potenza per satelliti. Non si accennerà invece ai vari tipi di batterie usate per lo spazio.

V.3.2. Sistemi fotovoltaici

I sistemi fotovoltaici si usano per quei satelliti che richiedono potenze minori di circa 10 kW. Non si usano invece per gli "spacecrafts" che viaggiano verso i pianeti esterni, perchè il flusso di radiazione solare diminuisce con il quadrato della distanza.

Le celle solari operano sulla base dell'effetto fotovoltaico. Fotoni solari generano fotoelettroni in una sezione della cella e creano una differenza di potenziale fra due parti dissimili. Come indicato in Figura V.3.1 la parte superiore della cella n/p è composta da materiale semiconduttore del tipo n (negativo) mentre la parte inferiore è un semiconduttore del tipo p (positivo). Si genera un semiconduttore di tipo n iniettando nella struttura cristallina del materiale semiconduttore originario atomi con un elettrone di valenza in più. Il processo di iniezione è chiamato drogaggio ("doping"). Ad esempio, il silicio che è il semiconduttore più usato nelle celle solari ed ha quattro elettroni di valenza, viene drogato con fosforo che ne ha cinque per

formare un semiconduttore di tipo n. Lo strato superiore della cella al silicio di Figura V.3.1 ha quindi elettroni in eccesso che possono essere facilmente estratti. Se si droga il silicio con atomi di boro (tre elettroni di valenza) si ottiene un semiconduttore di tipo p. In questo caso un elettrone è "perso" in quanto non si saturano i legami di valenza; si dice allora che c'è una lacuna ("hole") positiva associata ad ogni atomo trivalente.

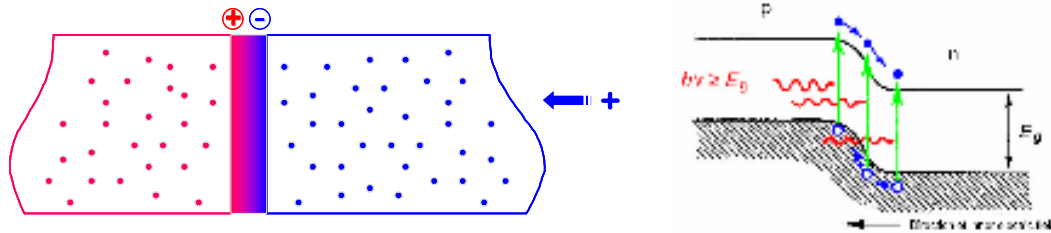


Figura V.3.1: Struttura di una tipica cella solare n/p (sinistra) e schema del processo di produzione della corrente da parte del fotone incidente (destra).

Quando la superficie della cella solare viene esposta alla luce vengono create coppie elettroni-lacune. Bisogna che i fotoni cedano energia sufficiente per eccitare gli elettroni dalla banda di valenza a quella di conduzione (gli elettroni di valenza occupano bande di energia più basse di quelle degli elettroni di conduzione). L'energia ceduta deve essere maggiore o uguale a quella della "band gap", cioè la differenza di energia fra l'energia massima della banda di valenza ed il limite inferiore della banda di conduzione. Il silicio ha una "band gap" di 1.12 eV; è quindi necessaria radiazione di lunghezza d'onda minore o uguale a 1107 nm per estrarre elettroni. La "band gap" di un altro tipico semiconduttore, arseniuro di gallio (GaAs), è 1.35 eV. Nel silicio illuminato viene prodotta una differenza di potenziale di circa 0.5 V fra i materiali n e p; la differenza di potenziale produce una corrente in un circuito esterno (Figura V.3.2). La corrente fa passare gli elettroni dagli strati n a quelli p in modo che si ripristinino le condizioni iniziali. Il processo si ripete e si ha produzione di corrente senza alcun effetto sui materiali purchè la cella sia esposta alla luce (Figura V.3.2).

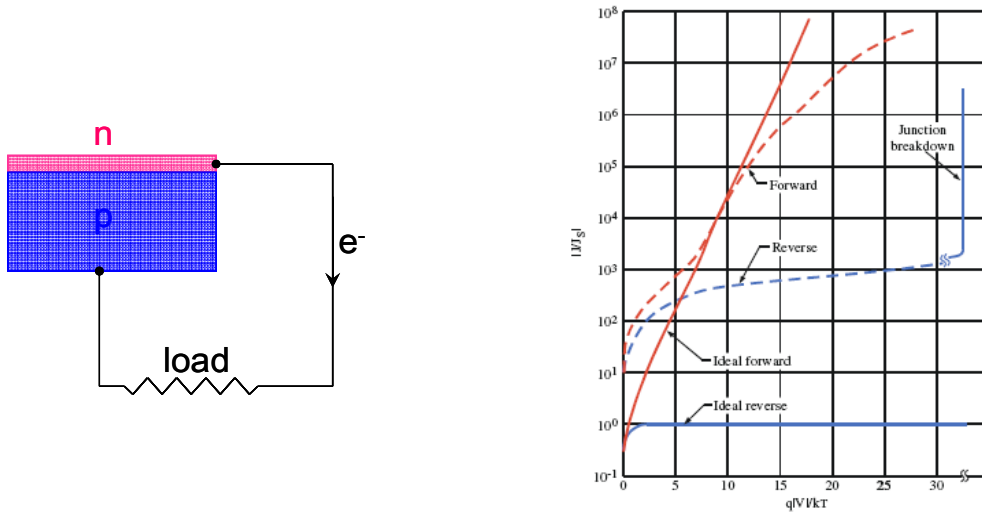


Figura V.3.2: Il circuito collegato alla cella solare (sinistra) ed il corrispondente grafico I-V (destra)

Le celle solari sono in genere molto sensibili a vari tipi di radiazione di alta energia sia particellare (protoni, elettroni) che elettromagnetica (raggi γ). Le celle n/p al silicio o all'arseniuro di gallio hanno una significativa maggior resistenza alle radiazioni e quindi vengono usate per lo spazio. In più le celle vengono ricoperte di quarzo che assorbe in parte le radiazioni dannose. Viene dato in Tabella V.3.1 un confronto comparato fra differenti tipi di (singole) celle: al silicio, all'arseniuro di gallio ed tripla/quadrupla giunzione. Il confronto è dato in termini di efficienza e di sensibilità all'effetto di degradazione da parte della radiazione di alta energia.

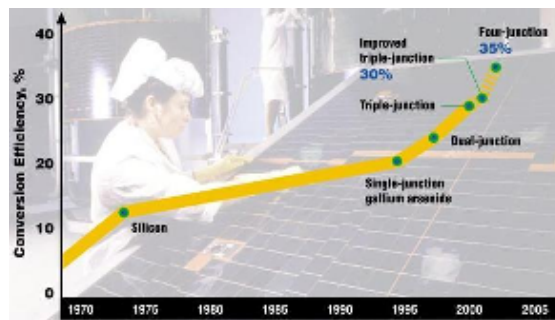


Tabella V.3.1: Efficienze di celle fotovoltaiche singole

La quantità di energia generata è proporzionale all'area delle celle solari esposte al Sole. I satelliti devono avere una superficie sufficientemente grande di celle solari. In alcuni casi queste sono disposte su dei pannelli separati ("solar panels") che sono piegati prima del lancio e che vengono spiegati in orbita; in altri casi i satelliti hanno il corpo ricoperto da celle solari. Il sistema di celle solari consiste di configurazioni in serie e in parallelo di singole celle incollate su una struttura nido d'ape di alluminio (pannelli) o sulla struttura del satellite.

La potenza per unità di superficie irradiata dal Sole e misurata perpendicolarmente ai raggi solari su un'orbita terrestre, è di circa 1350 W/m^2 . La

dipendenza dall'angolo di inclinazione va con il coseno. L'efficienza di conversione di energia di una cella solare è il rapporto fra potenza d'uscita e quella d'entrata. Poiché la potenza d'entrata è quella solare, una cella con un'efficienza del 20\% avrà una potenza d'uscita di 270 W/m^2 . Da notare che a causa delle condizioni operative e della degradazione, l'efficienza a fine vita (EOL) si riduce a valori compresi fra 5% e 15%. L'esempio dato si riferisce ad una sola cella; in un pannello solare, che è costituito da molte celle, ci sono perdite inerenti alla costruzione del pannello dovute ai diodi, a cavi di interconnessione ed a perdite di trasmissione, etc. e quindi l'efficienza totale è molto minore.

Se un sistema di celle ha un'efficienza del 7%, l'area ottimale per ottenere una potenza P deve essere:

$$A = \frac{P}{0.07 \times 1350} \approx 0.01P \quad (\text{V.15})$$

dove A è misurato in m^2 e P in Watt.

Si definisce "potenza specifica" il rapporto fra la potenza prodotta e la massa del sistema di celle. I pannelli solari moderni hanno una potenza specifica compresa fra 14 W/kg e 47 W/kg . In genere le celle montate sul corpo del satellite hanno una maggior potenza specifica in quanto pesano meno. Se si assume un valore di potenza specifica di 25 W/kg la relazione fra masse di pannelli e potenza generata è data da

$$M = 0.04P \quad (\text{V.16})$$

Un altro aspetto importante delle prestazioni di un sistema a celle solari è la temperatura. Se varia la temperatura si riscontra che in una cella a silicio, il "plateau" di intensità di corrente aumenta all'aumentare della temperatura di circa il 0.5% per grado (la temperatura di riferimento è 28°C). Il pannello produce quindi la potenza di picco quando esce da un'eclisse dove, per una LEO, è a temperatura dell'ordine di -80°C e passa rapidamente a temperature di $+100^\circ\text{C}$. Altri effetti dell'aumento di temperatura sono l'aumento transiente di voltaggio e variazioni della forma della curva. In Figura V.3.3 si dà il diagramma intensità di corrente-tensione per i pannelli solari.

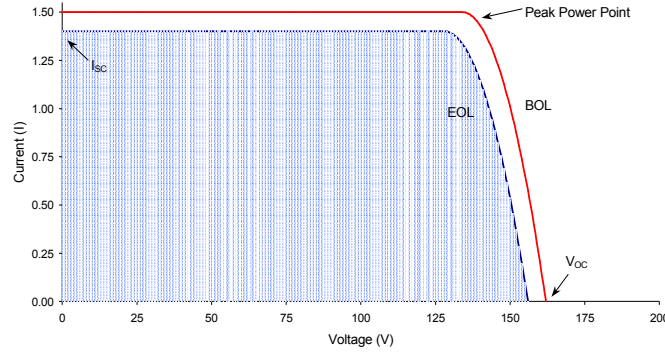


Figura V.3.3: Diagramma intensità di corrente-tensione per una serie di celle; la potenza disponibile è l'area sottesa dalla curva.

Altri fattori che influenzano la progettazione del sistema di pannelli solari per un satellite sono massa, area, costo e rischio di non funzionamento. Celle al silicio sono le meno care ma le meno efficienti; richiedono inoltre una maggior massa. Per ottimizzare l'efficienza di un pannello solare bisogna fare dei compromessi fra dimensioni delle singole celle e criteri di validità costruttiva. Pannelli fatti di celle solari di grandi dimensioni hanno meno problemi di perdita d'efficienza perchè sono fatti con meno pezzi ed hanno dimensioni più ridotte. Tuttavia una grande area significa maggiori costi perchè bisogna far crescere cristalli (silicio, arseniuro di gallio, etc.) di dimensioni grandi; significa anche maggiore probabilità di rottura dei cristalli per espansioni termiche differenziate fra cristallo e substrato.

I pannelli solari sono montati di solito su satelliti stabilizzati su tre assi che permettono il puntamento dei pannelli in direzione ottimale. Altri tipi di satellite, tipicamente quelli "spinning", hanno le celle solari montate sulla struttura. In questo caso le celle hanno anche il ruolo di sistema (parziale) di controllo termico in quanto durante la rotazione irradiano nello spazio calore eccedente. Naturalmente ciò rende alquanto inefficiente il sistema di celle solari, in quanto le celle non sono sempre orientate verso il Sole. La riduzione di potenza d'uscita per m^2 di un sistema di questo tipo è di un fattore π per un satellite cilindrico "spinning" (relativamente ad un satellite con pannelli solari orientabili avente la stessa superficie di celle). Se il satellite ha forma cubica, la riduzione è di un fattore 4.

Se P_e e P_d sono le richieste di potenza di un satellite durante l'eclisse e il giorno (rispettivamente), e t_e e t_d la durata dei periodi di eclisse e di giorno per orbita, la potenza P_{sat} che le celle devono produrre durante il giorno è

$$P_{sat} = \frac{1}{t_d} \left(\frac{P_e t_e}{\chi_e} + \frac{P_d t_d}{\chi_d} \right) \quad (V.17)$$

dove χ_e e χ_d sono le efficienze nel passaggio di energia delle celle solari al sistema che la usa. I valori di tali efficienze dipendono da come l'energia viene

trasferita. Per un trasferimento diretto $\chi_e \approx 0.65$ e $\chi_d \approx 0.85$. Ciò significa che per ottenere una potenza media di 500 W sia di giorno che di notte, il sistema di celle solari ne deve produrre 357 W (assumendo che la durata del giorno sia la stessa di quella della notte).

Uno dei parametri più difficili da valutare per un satellite è la dimensione dei pannelli solari. Oltre i fattori che abbiamo trattato sopra bisogna anche considerare la "degradazione inerente" delle celle dovuta al progetto, all'assemblaggio, all'opacità di alcune celle, agli effetti di temperatura etc. che portano in totale ad una degradazione di circa il 75%, e la "degradazione per età". Quest'ultima è dovuta ai cicli termici nel passaggio da eclisse a luce diurna, impatti con micrometeoriti, contaminazione dei gas emessi dal sistema a razzi per il controllo d'assetto etc. Valori tipici della degradazione per età su celle al silicio sono, per un'orbita LEO, del 3.75% all'anno, di cui il 2.5% per effetto di radiazioni. I valori di degradazione per celle ad arseniuro di gallio sono migliori. Le prestazioni di un sistema di celle a fine vita (EOL), rispetto le prestazioni iniziali (BOL) sono:

$$P_{EOL} = P_{BOL} L_d \quad (V.18)$$

dove P_{EOL} e P_{BOL} sono la potenza a fine ed inizio vita rispettivamente e L_d il coefficiente di degradazione per età.

Un'ultima nota: in assenza di illuminazione, quando il satellite è occultato dalla Terra, si usano batterie ricaricabili per dare potenza. Le batterie vengono ricaricate durante il periodo in cui il satellite vede il Sole.

V.3.3. Sistemi statici

I sistemi statici convertono direttamente potenza termica in elettrica. Potenza termica è prodotta sia dal decadimento naturale di un radioisotopo (ad esempio ^{238}Pu) che da reazioni nucleari di fissione controllata. Si usano opportune barre per controllare la potenza emessa durante una reazione di fissione e quindi per controllare la potenza elettrica in uscita. La conversione da calore in elettricità (DC) è basata sugli effetti termoelettrico e termoionico.

Il metodo più comune è una coppia termoelettrica. Si usa il gradiente di temperatura fra le giunzioni p-n di celle termoelettriche singole collegate fra loro in una configurazione in serie-parallelo. Le giunzioni calde sono vicino la sorgente di calore; quelle fredde all'esterno. Tipici valori di temperatura sono circa 550°C e 150°C rispettivamente. L'efficienza di conversione è dell'ordine del 5%-10%.

Il processo termoionico avviene tramite un elettrodo caldo sistemato di fronte ad un elettrodo freddo; entrambi sono immersi in un plasma ionizzato. Gli elettroni che evaporano dall'elettrodo caldo vengono raccolti (condensano) da quello freddo e ritornano all'elettrodo caldo attraverso un sistema esterno. La temperatura dell'elettrodo caldo è mantenuta da sistemi del tipo quelli descritti per l'effetto termoelettrico. Valori tipici di temperatura sono gli stessi. L'efficienza di conversione è più alta e varia dal 10 al 20%.

V.3.4. Sorgenti dinamiche.

Le sorgenti di potenza dinamiche usano una sorgente di calore ed uno scambiatore di calore per far funzionare un motore ciclico. La sorgente di calore può essere energia solare concentrata oppure energia prodotta da radioisotopi o da una reazione di fissione nucleare controllata. Il calore viene trasferito ad un fluido termodinamico che mette in funzione il motore ciclico. Efficienze tipiche dei motori ciclici nella conversione di calore in elettricità sono 15-20% o più. Efficienze dell'ordine di 15-20% sono ottenute con un motore basato sul ciclo di Rankine che usa un sistema fluido a due fasi ed un sistema di turbine, alternatori, condensatori e pompe simili a quelli usati per generare l'elettricità in centrali termoelettriche.

Efficienze maggiori (20-35%) si ottengono con un motore che usa il ciclo di Brayton. Il motore usa un fluido singolo e passa attraverso stadi di compressione ed espansione adiabatici separati da stadi che immettono e perdono calore a pressione costante. Un recuperatore di calore, situato dopo la turbina, migliora l'efficienza del ciclo.