

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



Tesi di Laurea Magistrale

Analisi comparativa di sistemi di propulsione spaziale applicati a piccoli satelliti

Candidato: Alessandro Breda

Relatore: Prof. Dario Giuseppe Pastrone

Ottobre 2022

*Ai miei cari, per essere stati
sempre al mio fianco*

Indice

Abstract.....	5
Capitolo 1.....	6
Introduzione.....	6
Capitolo 2.....	7
Propulsori aerospaziali e ambiente in orbita terrestre bassa.....	7
2.1 Tipologie di propulsori aerospaziali.....	7
2.2 Classificazione degli endoreattori.....	9
2.3 Endoreattori chimici a propellente liquido (LRE).....	12
2.4 Endoreattori chimici a propellente solido (SRM).....	15
2.5 Endoreattori chimici a propellente ibrido (HRE).....	17
2.6 Propulsori elettrotermici.....	18
2.7 Propulsori elettrostatici.....	23
2.8 FEEP Thrusters e Propulsori a Effetto Hall.....	26
2.9 Propulsori elettromagnetici.....	30
2.10 Generatori di potenza elettrica.....	35
2.11 Cold Gas Thrusters (CGT).....	39
2.12 Propulsione spaziale alternativa.....	41
2.13 Ambiente spaziale in orbita bassa.....	45
Capitolo 3.....	47
Missione di station keeping VLEO.....	47
Capitolo 4.....	65
Missione interplanetaria ad alto ΔV	65
Capitolo 5.....	74
Analisi e discussione dei risultati.....	74
Capitolo 6.....	77
Conclusioni.....	77
Bibliografia e sitografia.....	79
APPENDICE.....	81

Abstract

La scelta del sistema propulsivo è uno degli aspetti più importanti ed influenti all'interno del progetto di una missione spaziale. Le tipologie di propulsori presenti sul mercato internazionale sono molteplici e ognuna di esse offre caratteristiche e prestazioni specifiche adatte a determinati scenari operativi. Nella seguente trattazione si analizzano le principali famiglie di propulsori spaziali installati su satelliti di piccole dimensioni valutandone le capacità in termini di spinta, consumi, applicabilità e vita operativa. Lo studio prevede la discussione di due particolari missioni: la prima di station keeping in orbita molto bassa (VLEO) e la seconda una trasferta interplanetaria con un ΔV fissato pari a 2000 m/s. I risultati di entrambe le analisi svolte mettono in luce la superiorità dei propulsori elettrici rispetto alle altre categorie, in quanto i loro rispettivi valori di vita operativa e consumo di propellente risultano in media migliori. Essi riescono a operare in maniera eccellente in vari ambienti e la loro estrema versatilità e diversità li rende i più convenienti da utilizzare. L'esito degli studi condotti rispecchia pienamente le ultime tendenze del settore industriale, che vede gli endoreattori elettrici affermarsi sempre più nella propulsione spaziale.

Capitolo 1

Introduzione

La propulsione occupa senza dubbio un ruolo fondamentale nell'ambito della progettazione e realizzazione di veicoli aerospaziali; essa consiste nella generazione di spinta al fine di permettere il movimento dell'oggetto di studio nello spazio tridimensionale. Si parla di un argomento molto vasto e complesso, con numerosi elementi e peculiarità che si differenziano in base al tipo di situazione che si desidera prendere in esame.

In questa trattazione si intende effettuare un'analisi comparativa di molteplici tipologie di sistemi propulsivi operanti in campo spaziale e impiegati a bordo di satelliti di ridotte dimensioni coinvolti in missioni di vario tipo, tracciando un confronto tra le caratteristiche e le prestazioni generali dei motori considerati. Tale analisi sarà supportata dall'utilizzo di software ingegneristici per lo studio approfondito di fenomeni tipici dell'ambiente spaziale e accompagnata da valutazioni conclusive circa l'argomento di interesse.



Capitolo 2

Propulsori aerospaziali e ambiente in orbita terrestre bassa

In questo capitolo verranno presentati nel dettaglio i vari tipi di propulsori aerospaziali e i principali esponenti di ciascuna categoria, con relative immagini, tabelle e altri dati utili ad una miglior comprensione. Verranno inoltre descritte le caratteristiche tipiche dell'ambiente spaziale in orbita bassa, che sarà teatro di una delle due missioni operative trattate.

2.1 Tipologie di propulsori aerospaziali

I propulsori aerospaziali generano spinta attraverso il principio di azione e reazione e lo fanno agendo su un fluido operativo di vario genere. Essi si dividono in due principali categorie:

- **Esoreattori**
- **Endoreattori**

Gli esoreattori vengono in larga parte impiegati su velivoli atmosferici dato che producono spinta tramite l'accelerazione del flusso in ingresso nella presa d'aria; presentano consumi ridotti, livelli di spinta e rapporto spinta/peso limitati ma compensano con la grande quantità di fluido incamerata.

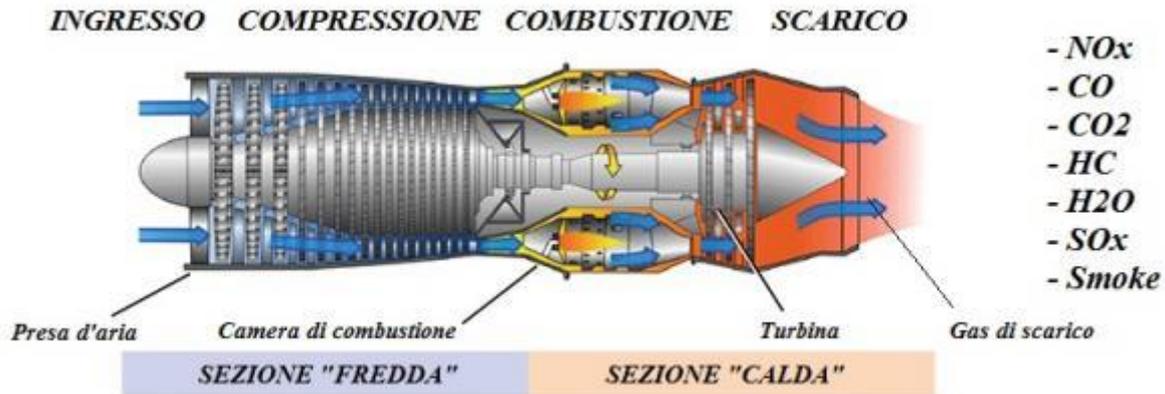


Figura 1 - Sezione longitudinale di un propulsore aeronautico (esoreattore)

Propulsori di questo tipo sono utilizzabili solo in atmosfera e le loro prestazioni risultano fortemente influenzate dalle condizioni dell'ambiente circostante quali pressione, temperatura, quota e velocità di volo.

Gli endoreattori presentano caratteristiche differenti in quanto il fluido operativo (solitamente detto propellente) è collocato all'interno per essere successivamente espulso; mostrano un rapporto spinta/peso decine di volte superiore a quello degli esoreattori e delle prestazioni indipendenti dall'ambiente circostante ma i consumi sono molto più elevati.

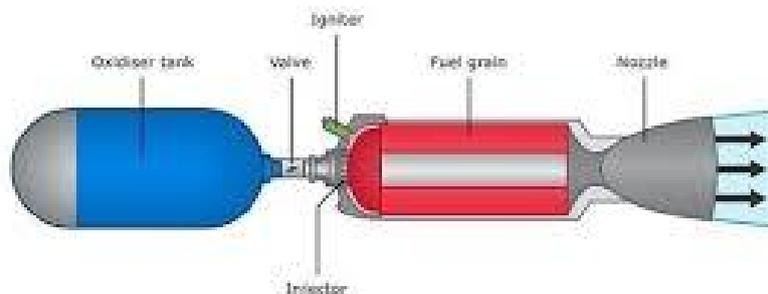


Figura 2 – Schema generico di un endoreattore

Date queste peculiarità gli endoreattori possono essere impiegati anche in acqua o nel vuoto, il che li rende ideali per le applicazioni nelle missioni spaziali in orbita terrestre e nello spazio aperto. [\[8\]](#)

2.2 Classificazione degli endoreattori

Come detto nei paragrafi precedenti gli endoreattori trovano applicazione prevalentemente nella propulsione a razzo e nel sostentamento di satelliti in orbita o sonde che viaggiano nello spazio aperto. Essi possono essere suddivisi in ulteriori sottocategorie in base al tipo di alimentazione di cui dispongono (i.e. chimica, nucleare, solare etc.) oppure al metodo con cui il propellente viene accelerato (propulsione termica o elettromagnetica). Nei propulsori termici l'accelerazione avviene tramite processi fluidodinamici mentre in quelli elettromagnetici prevalentemente attraverso l'impiego di plasma ionizzato. La classificazione di maggior interesse per questa trattazione prevede due grandi famiglie di propulsori spaziali:

- **Endoreattori chimici** → energia ottenuta tramite combustione di specie chimiche ben definite che reagiscono tra loro;
- **Endoreattori elettrici** → energia ottenuta sfruttando forze elettromagnetiche generate in vari modi.

Gli endoreattori chimici furono tra i primi modelli ad essere sviluppati e sono ancora oggi i più utilizzati vista la loro affidabilità e maggior semplicità. La spinta viene prodotta dall'espulsione ad alta velocità di gas

attraverso l'ugello in seguito alla miscelazione e combustione di ossidante e combustibile all'interno della camera del motore.

L'energia ricavata dipende ovviamente dalle specie chimiche coinvolte nella reazione e dalle loro proporzioni, per cui l'impulso specifico derivante risulterà limitato in funzione delle caratteristiche delle suddette specie. D'altro canto, questa categoria di motori offre grande scalabilità e variabilità nella gestione della spinta, il che ne aumenta considerevolmente la versatilità. Gli endoreattori chimici rappresentano l'opzione primaria da adottare nella propulsione a razzo in atmosfera terrestre, in quanto unica categoria in grado di sviluppare energia sufficiente a vincere l'attrazione gravitazionale del pianeta; essi d'altro canto possono essere impiegati anche in missioni in orbita.

L'altra grande famiglia dei motori a reazione tipici del mondo aerospaziale è formata dagli endoreattori elettrici. Sebbene lo scopo e il funzionamento di base siano pressoché identici, essi si differenziano molto dagli endoreattori chimici in quanto la spinta non viene prodotta espellendo ad alta velocità gas derivante dalla combustione di specie chimiche bensì accelerandolo tramite riscaldamento elettrico o forze elettromagnetiche. La potenza elettrica totale disponibile è strettamente legata alle prestazioni dei componenti del motore ed è fornita per mezzo di generatori o fonti alternative quali l'energia solare assorbita da appositi pannelli; i valori di spinta ottenuti si presentano generalmente piuttosto bassi (le accelerazioni tipiche sono dell'ordine di 0.1 m/s^2). Quest'ultima peculiarità fa sì che l'impiego di questi propulsori sia limitato al solo utilizzo in ambiente spaziale, dove i disturbi e le forze esterne da contrastare sono notevolmente ridotti, poiché non riescono a generare energia sufficiente per vincere l'attrazione gravitazionale terrestre. Essi offrono comunque diversi vantaggi rispetto agli endoreattori chimici e sono pertanto preferibili a questi in determinate missioni per via dei

consumi estremamente ridotti, il che rende possibile avere valori di impulso specifico di gran lunga superiori alle altre tipologie.

I thrusters elettrici sono in grado di fornire ampi range di potenza in base ai requisiti di missione:

- Micro-thrusters (controllo di precisione)
- 1 kW thrusters (station keeping, orbit maintenance, de-orbiting)
- 5-10 kW thrusters (inserzione in GEO, grandi missioni)
- 100+ kW thrusters (grandi missioni con equipaggio)

Alla base dei processi fondamentali di funzionamento dei propulsori elettrici vi è la ionizzazione del propellente con la conseguente formazione di plasma; la ionizzazione può avvenire tramite fotoionizzazione (assorbimento di fotoni), effetto di campo (applicazione di un campo elettromagnetico intenso) oppure collisioni tra particelle. Il propellente può presentarsi in forma sia liquida sia solida a seconda delle applicazioni ed è solitamente costituito da un unico composto. Infine, gli endoreattori elettrici possono essere a loro volta suddivisi in categorie inferiori più specifiche (propulsione elettrotermica, propulsione elettrostatica, propulsione elettromagnetica). [\[3\]](#) [\[8\]](#)

Un'altra possibile classificazione di tutti questi propulsori può essere stilata a partire dallo stato fisico iniziale del propellente:

- propellente liquido (LRE)
- propellente solido (SRM)
- propellente ibrido (IRE)

2.3 Endoreattori chimici a propellente liquido (LRE)

Sono i propulsori più diffusi nel campo aerospaziale, producono energia tramite reazione chimica tra un combustibile e un ossidante (entrambi in forma liquida omogenea) e generano spinta grazie all'espansione e successiva espulsione dei gas di scarico dall'ugello.



Figura 3 - Sezione longitudinale di un endoreattore a propellente liquido

La loro struttura può essere schematizzata per semplicità nei seguenti elementi principali:

- 1) Serbatoi per la raccolta del propellente
- 2) Sistema di alimentazione
- 3) Camera di combustione
- 4) Ugello di uscita

Sono generalmente sistemi complessi e pesanti ma offrono prestazioni migliori in termini di potenza sviluppata e risultano altamente controllabili in base alle esigenze della missione.

La trattazione proposta su questi propulsori prevede alcune ipotesi fondamentali circa la natura dei fluidi impiegati, le trasformazioni chimico-fisiche e le condizioni di uscita dei gas; tali ipotesi si rifanno al cosiddetto **modello dell'endoreattore ideale**:

- Fluido omogeneo nelle sue proprietà
- Equilibrio chimico in camera di combustione
- Gas perfetto con γ costante
- Composizione costante del fluido durante l'espansione
- Espansione adiabatica
- Assenza di effetti di urti e/o discontinuità all'interno
- Assenza di effetti di strato limite nel flusso
- Flusso monodimensionale in uscita
- Velocità del flusso in uscita assiale
- Flusso stazionario

Le specie chimiche utilizzate come ossidanti sono generalmente composti a base di ossigeno, azoto, cloro o fluoro; il combustibile può essere costituito da una o più specie miscelate (in caso di un unico componente esso si decompone esotermicamente liberando energia). I principali combustibili sono a base di idrogeno molecolare, idrocarburi o altri composti metallici:

OSSIDANTI	COMBUSTIBILI
LO ₂	LH ₂
H ₂ O ₂	RP-1
NTO	CH ₄
N ₂ O	N ₂ H ₄
HNO ₃	

I propellenti liquidi si differenziano in termini di prestazioni, costo, capacità di manipolazione e conservazione; in relazione a queste ultime essi possono essere di tipo:

- Storable → liquidi a temperatura ambiente, facilmente immagazzinabili in serbatoi
- Criogenici → gassosi a temperatura ambiente, devono essere liquefatti a basse temperature per essere immagazzinati

Gli LRE possono presentare una configurazione monopropellente, cioè con una sola specie chimica che partecipa al processo di combustione decomponendosi e liberando energia, o bi-propellente, ovvero con una miscela di più specie reagenti; sebbene al giorno d'oggi la seconda opzione sia di gran lunga la più utilizzata, i motori monopropellente continuano ad essere impiegati ed apprezzati per la maggiore semplicità e affidabilità.

I sistemi di alimentazione, che hanno lo scopo di trasferire il propellente all'interno del motore, presentano diverse architetture a seconda dell'impiego e del volume di propellente richiesto per il funzionamento; in particolare possiamo avere:

- Sistemi con serbatoi pressurizzati → grandi volumi, pareti spesse e pesanti, varie soluzioni applicative (blowdown, regolazione, esplosione)
- Sistemi con turbopompe → struttura più leggera, volumi minori, maggiore spinta, necessità di potenza, soluzioni più complesse e avanzate ma più prestanti [\[8\]](#)

2.4 Endoreattori chimici a propellente solido (SRM)

Il funzionamento è analogo a quello degli LRE ma la massa di propellente impiegata a bordo si trova allo stato solido sotto forma di grani di combustibile. È una delle tipologie più antiche, mostrano prestazioni inferiori rispetto agli endoreattori a propellente liquido e sono meno controllabili ma sono più semplici da utilizzare e forniscono grandi valori di spinta in breve tempo. Vengono utilizzati prevalentemente in lanciatori e boosters di supporto per il decollo da terra.

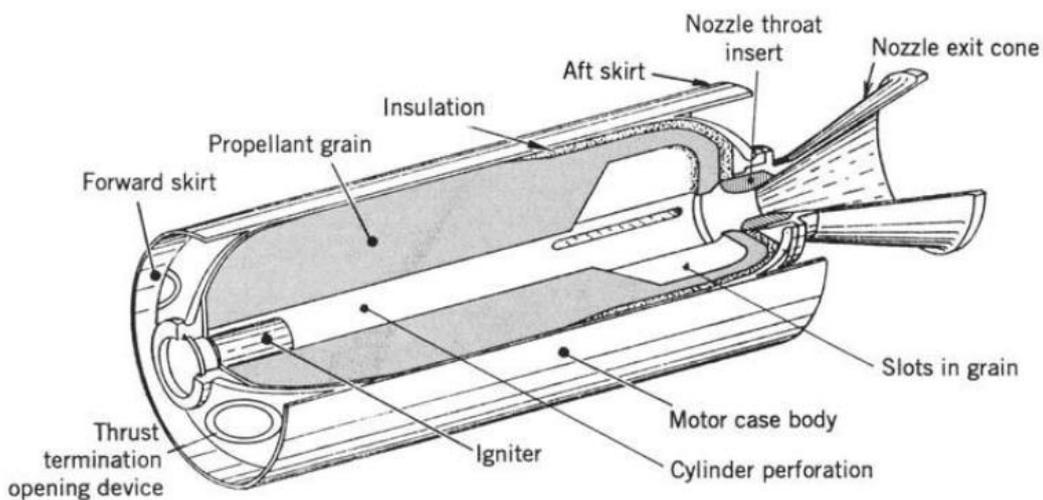


Figura 4 - Sezione longitudinale di un endoreattore a propellente solido

Le prestazioni del motore e la spinta generata dipendono fortemente da pressione e temperatura interne nonché dalle caratteristiche del grano solido; la forma e la composizione di quest'ultimo in particolare risultano cruciali nel determinare i risultati desiderati.

Il grano viene costruito in base ai requisiti di spinta necessari, la sua geometria influenza moltissimo la balistica interna del sistema. Il processo di combustione può avvenire sia frontalmente sia lateralmente.

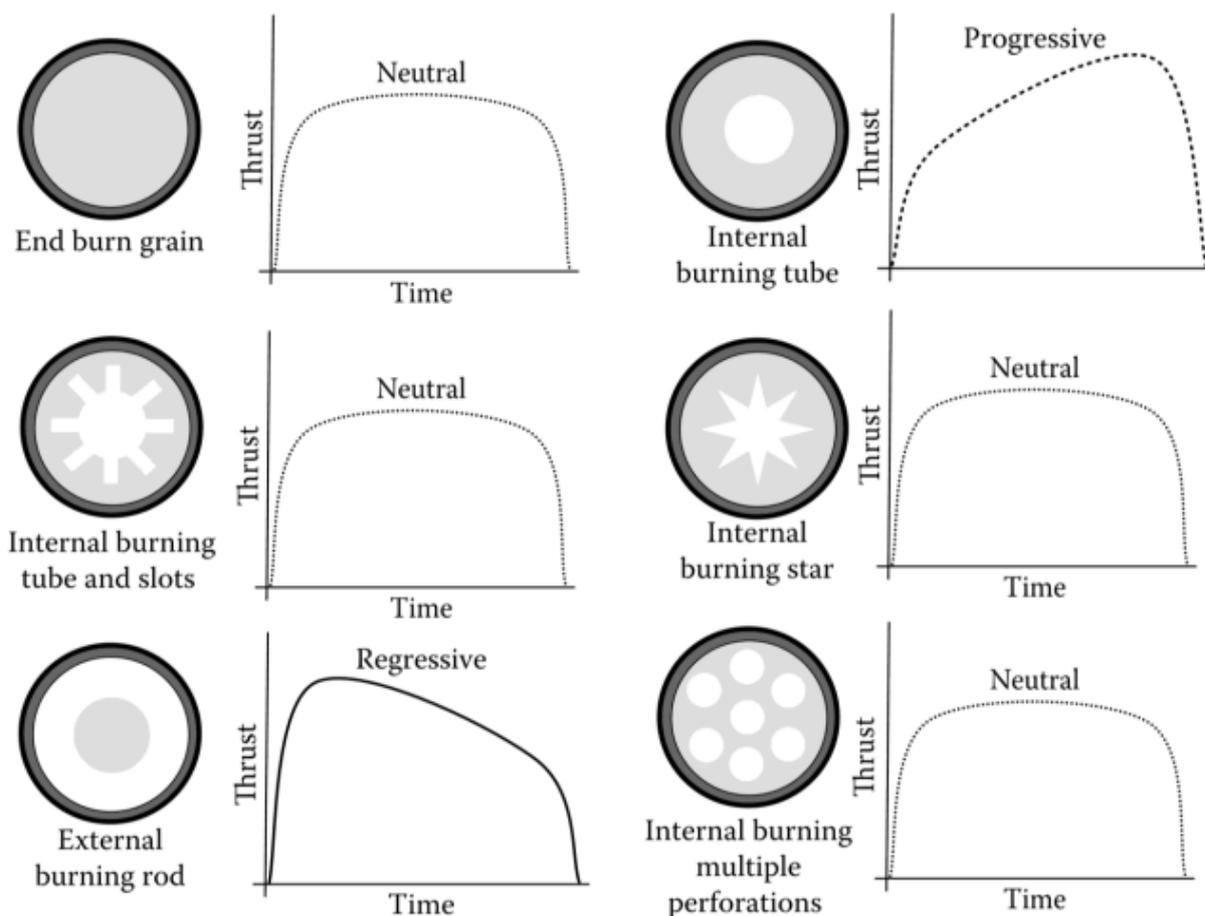


Figura 5 - Grani di propellente solido con differenti geometrie

Un grano solido che presenta un rateo di combustione positivo è definito progressivo, se esso invece ha un rateo negativo viene detto regressivo; è possibile riscontrare alcuni esempi nella figura sovrastante dove i due tipi di propellente sono mostrati rispettivamente tramite una curva crescente e una decrescente sul diagramma thrust-time. [8]

2.5 Endoreattori chimici a propellente ibrido (HRE)

Sono molto richiesti al giorno d'oggi specie in sostituzione ai classici modelli a propellente solido o liquido; essi uniscono le caratteristiche principali di ambedue le tipologie precedentemente citate in quanto presentano a monte un serbatoio contenente un ossidante in forma liquida e successivamente, separata da una valvola, una camera di combustione contenente un grano di propellente solido. Questi propulsori offrono un controllo parziale sul flusso risultante nonché maggiore sicurezza e semplicità; i costi generali di utilizzo inoltre sono ridotti rispetto agli altri endoreattori avanzati.

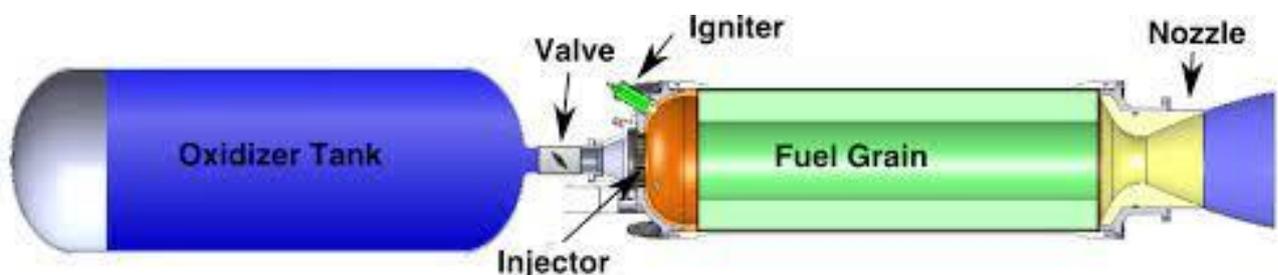


Figura 6 - Sezione longitudinale di un endoreattore a propellente ibrido

Il funzionamento è analogo a quanto già descritto in precedenza, tenendo conto delle peculiarità delle componenti variegate che costituiscono questo propulsore. [\[8\]](#)

2.6 Propulsori elettrotermici

Furono i primi endoreattori elettrici ad essere introdotti, sono più semplici e affidabili rispetto ai modelli recenti. Il propellente riceve energia termica sviluppata elettricamente e si espande nell'ugello fornendo spinta per il moto. La velocità di fuoriuscita del gas può essere espressa come funzione della temperatura in camera e delle caratteristiche chimico-fisiche del composto impiegato nonché della potenza elettrica disponibile. Dato che con la propulsione elettrica solitamente si è interessati ad avere valori di impulso specifico più alti possibile è bene utilizzare propellenti con basso peso molecolare, in modo da massimizzare la velocità efficace di scarico. I propellenti più richiesti sono idrazina (N_2H_4) e ammoniaca (NH_3) insieme a idrogeno gassoso e acqua.

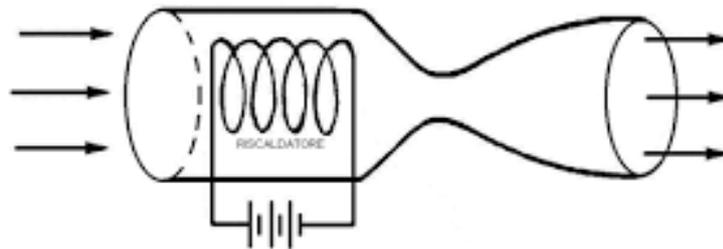


Figura 7 - Schema base di un propulsore elettrotermico

Sebbene risultino più efficienti in confronto alla maggior parte dei motori classici a combustione chimica, essi sono comunque soggetti a vari tipi di perdite di energia tra cui:

- Perdite termiche
- Perdite per flussi congelati (frozen flow)
- Perdite aerodinamiche (i.e. divergenza del flusso)

I propulsori elettrotermici possono assumere diverse architetture strutturali, pur mantenendo le stesse caratteristiche di fondo in termini di funzionalità; in particolare è possibile identificare due principali classi:

a) Propulsori a resistenza (resistojets)

Il calore viene generato tramite dissipazione per effetto Joule su una resistenza elettrica posta in un condotto metallico, essa può essere a contatto diretto con il propellente oppure in una cavità isolata (questa seconda configurazione è preferibile in quanto più solida, robusta e sicura). Hanno pressioni alte all'interno per favorire la trasmissione del calore tramite convezione e/o irraggiamento, necessitano di scudi termici per ridurre le perdite energetiche. Presentano tuttavia difetti quali la bassa efficienza termica e la progressiva degradazione dei materiali dovuta al riscaldamento.

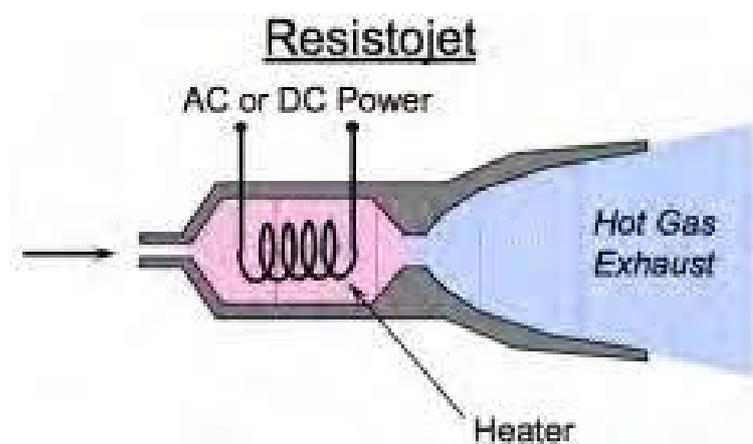


Figura 8 - Schema di un resistojet classico

Essendo l'impulso specifico limitato a causa dei vincoli in termini di resistenza termica dei materiali, i resistojets vengono prevalentemente impiegati in piccole manovre orbitali e missioni con ΔV piccolo quali station keeping, inserzione in orbita bassa, de-orbit e correzioni di orbita.

propellant	N ₂ H ₄	NH ₃
I_{sp} , s	300	350
P_E , W	500-1500	500
η	0.8	0.8
voltage	28	28
thruster mass, kg/kW	1-2	1-2
PPU mass, kg/kW	1	1
feed system	blowdown	regulated
lifetime, h	500	-
missions	SK, insertion, deorbit	orbit corrections

Figura 9 - Caratteristiche e performance dei propulsori resistojets [3]

b) Propulsori ad arco (arcojets)

La dissipazione della corrente elettrica in calore avviene direttamente nel plasma all'interno della camera per mezzo di un arco elettrico generato tra due elettrodi (anodo e catodo) cui è applicata una differenza di potenziale mediante un generatore; affinché ciò avvenga adeguatamente il propellente deve essere parzialmente ionizzato tramite collisioni di particelle o radiazioni esterne. La geometria è tipicamente assialsimmetrica con un catodo

centrale e un rivestimento cilindrico cavo intorno che funge da anodo.

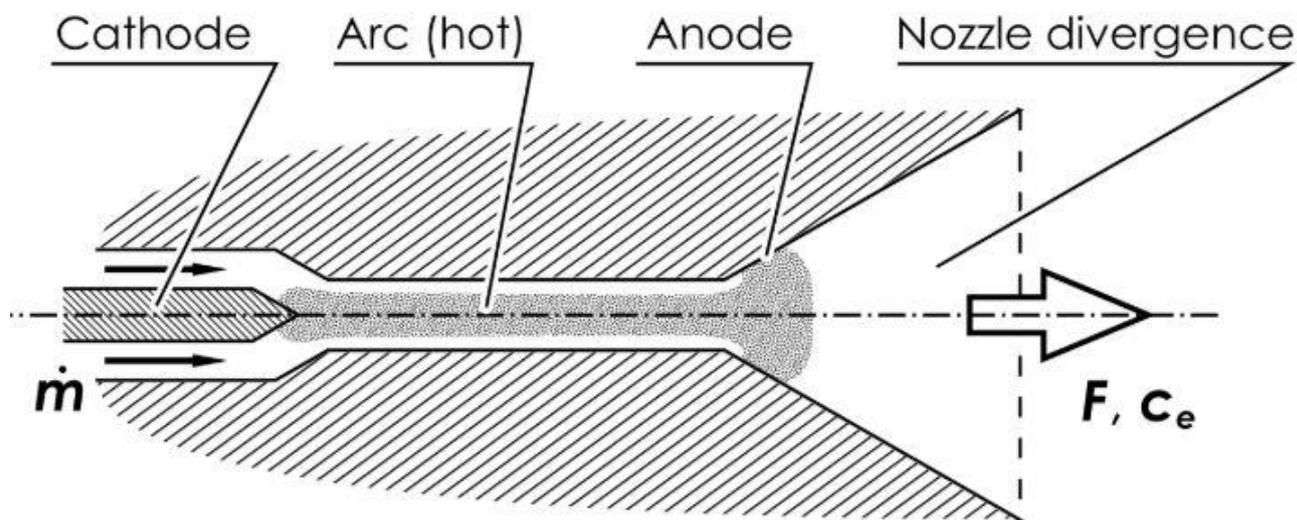


Figura 10 - Schema di un propulsore elettrotermico di tipo arcojet

L'arco elettrico viene alimentato grazie all'effetto termoionico (emissione di elettroni dovuta al riscaldamento) che si verifica in prossimità del catodo ed è stabilizzato e controllato all'interno della cavità mediante opportuni elementi aggiuntivi ed interazioni di tipo magnetico impedendo così la dispersione degli elettroni verso le pareti circostanti. Gli arcojets sono in grado di sprigionare temperature elevatissime (10000-20000 K nel nucleo), il che comporta livelli di energia superiori ai resistojets a costo di un rendimento inferiore; inoltre possono essere soggetti a criticità quali perdite energetiche, smaltimento del calore e danneggiamenti provocati dalle alte temperature. In quanto a funzionalità, essi non differiscono molto dai resistojets e trovano applicazione in missioni spaziali a medio-basso ΔV e station keeping.

propellant	N ₂ H ₄	NH ₃	H ₂
I_{sp} , s	500-600	500-800	1000
P_E , W	300-2000	500-30k	5k-100k
η	0.35	0.3	0.4
voltage	100	100	200
thruster mass, kg/kW	0.7	0.7	0.5
PPU mass, kg/kW	2.5	2.5	2.5
feed system	regulated	regulated	regulated
lifetime, h	1000	1500	-
missions	SK	SK, orbit raising	medium ΔV transfers

Figura 11 - Caratteristiche e parametri dei propulsori arcojets [3]

Per evitare limitazioni sull'impulso specifico ottenibile si può ipotizzare per questi motori un funzionamento pulsato, che prevede di instaurare alti picchi di potenza per breve tempo lavorando così ad una temperatura media inferiore alla resistenza termica dei materiali coinvolti. Un altro problema rilevante riguarda la corrosione degli elettrodi all'interno del flusso di propellente riscaldato, cui si può ovviare eliminando gli elettrodi ed introducendo nel plasma un campo elettrico variabile per far muovere gli elettroni e sviluppare corrente sufficiente a mantenere un arco. [3]

2.7 Propulsori elettrostatici

I propulsori elettrostatici hanno un meccanismo di accelerazione delle particelle differente rispetto alle categorie già analizzate, esso infatti consiste nello sfruttare forze di natura elettrostatica. Il propellente deve essere opportunamente ionizzato in modo da separare ioni positivi ed elettroni per poi accelerare le cariche positive mediante l'applicazione di forti campi elettrici esterni; come risultato gli ioni si sposteranno verso una direzione producendo una spinta nella direzione opposta. La velocità di uscita delle particelle è proporzionale alla radice quadrata della differenza di potenziale applicata.

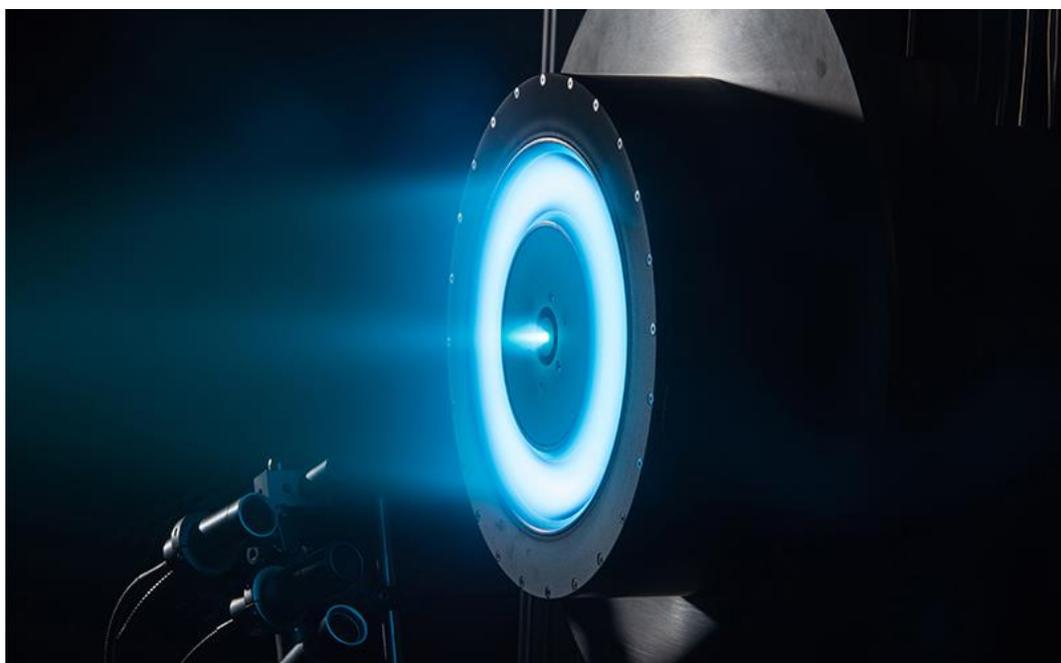


Figura 12 - Propulsore elettrostatico (ion thruster)

Il processo di ionizzazione e successiva estrazione degli ioni è un passaggio di primaria importanza e alquanto costoso poiché è necessario raggiungere e superare uno specifico livello di energia, detto energia di prima ionizzazione, in modo da ottenere la separazione delle particelle tenendo conto anche di eventuali perdite. Il costo di produzione degli ioni, infatti, è un parametro da tenere in considerazione specie in riferimento al rendimento complessivo della trasformazione, il quale deve essere massimizzato. Per questo è opportuno scegliere propellenti facilmente ionizzabili e camere di funzionamento con basso costo di produzione; inoltre è conveniente accelerare solo le particelle a carica positiva, in quanto esse permettono di ottimizzare la spinta risultante e l'effetto utile in relazione alla spesa energetica sostenuta.

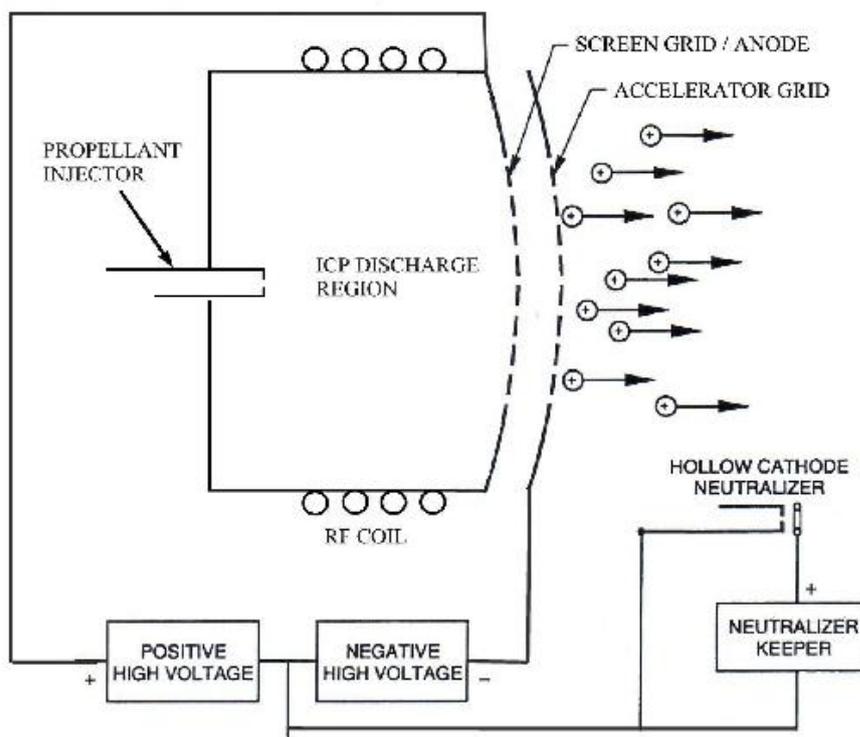


Figura 13 - Schema tipico di un propulsore a ioni

La ionizzazione può avvenire attraverso bombardamento di elettroni (Kauffmann type) o immissione di radiazioni (radio-frequency type); il fascio di ioni accelera linearmente passando attraverso apposite griglie forate posizionate all'uscita con l'obiettivo di indirizzare il flusso contrastando eventuali deviazioni laterali delle particelle a opera di forze repulsive. Un passo fondamentale infine è quello della neutralizzazione: le cariche positive devono essere annullate mediante l'inserzione di un fascio di elettroni nel flusso di uscita per evitare che esse tornino indietro nullificando così la spinta risultante.

La specie chimica da usare come propellente viene selezionata in base al costo di ionizzazione e all'impulso specifico richiesto per quel tipo di missione; i principali candidati sono xenon, argon, mercurio. In generale i propulsori elettrostatici sono adatti per missioni ad alto impulso specifico ($I_{sp} \geq 2000$ s), viaggi interplanetari e altre missioni a grande distanza con elevati ΔV ; in caso contrario essi risultano eccessivamente dispendiosi e non convenienti. [3]

Name	XIPS 13	XIPS 25	NSTAR	RITA 15	RITA 150	T5	T6
Builder	Hughes (Boeing)	Hughes (Boeing)	Hughes (Boeing)	Astrium	Astrium	Quinetiq	Quinetiq
P , kW	0.33	4.5	0.5-2.3	0.5	4.3(1-6)	0.27-0.65	5.2
I_{sp} , s	2570	3800	3100	3-5000	3-5000	3-3500	3500
T , mN	18	165	20-95	15	150	10-25	40-200
η	0.7	0.7	0.63			0.64-0.66	
D , cm	13	25	30	10	22	10	22

Figura 14 - Confronto tra parametri di ion thrusters [3]

2.8 FEEP Thrusters e Propulsori a Effetto Hall

Sempre all'interno dei propulsori a ioni abbiamo i cosiddetti FEEP thrusters (field emission electric propulsion), che costituiscono uno dei ritrovati più recenti di questa categoria di motori. Essi sfruttano metalli liquidi quali il cesio come propellente da cui estrarre gli ioni tramite l'effetto di intensi campi elettrici; le tensioni operative risultano piuttosto alte rispetto ad altri thrusters dello stesso gruppo (si arriva anche a 10000 V) e presentano un rapporto carica/massa delle particelle più elevato.

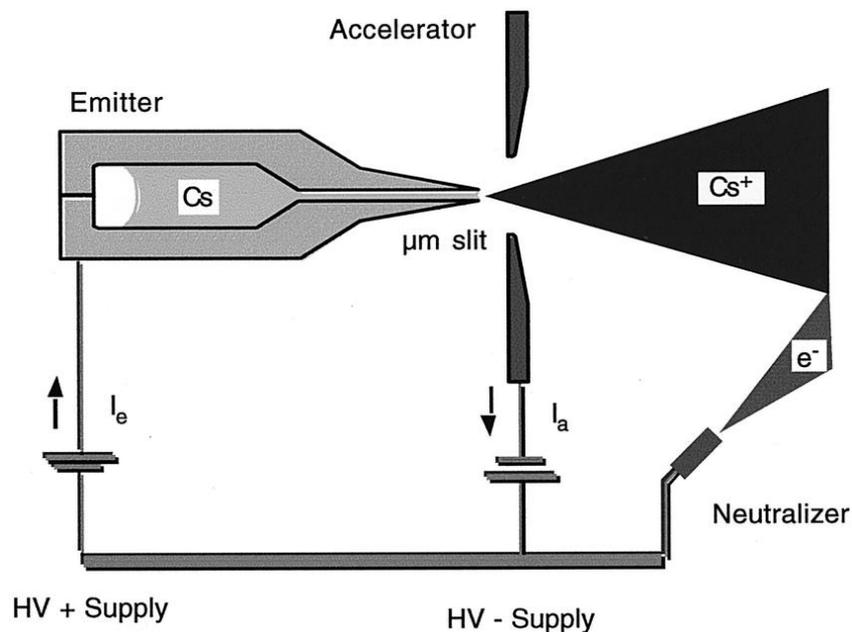


Figura 15 - Schema di un FEEP thruster

I FEEP thrusters sono caratterizzati da dimensioni ridotte, valori di spinta molto bassi (dell'ordine del micro-Newton) e grande impulso specifico, il che li rende ideali per varie missioni extra-atmosferiche che richiedono un notevole grado di accuratezza nel controllo della spinta (i.e. controllo d'assetto, interferometria, puntamento di telescopi e altri strumenti).

I propulsori a effetto Hall sono annoverati come un ibrido tra propulsori elettrostatici ed elettromagnetici, in quanto riflettono alcuni caratteri tipici di entrambe le categorie. Sono anch'essi piuttosto recenti e, come i FEEP thrusters, stanno sperimentando un sempre maggiore impiego nell'ambito delle missioni spaziali odierne. Nascono per aggirare i limiti di intensità di corrente e spinta che caratterizza i propulsori elettrostatici; ciò è permesso dall'introduzione di un campo magnetico uscente dal piano di simmetria con cui si possono utilizzare sia ioni sia elettroni senza che la forza risultante si annulli. L'effetto Hall fa sì che gli elettroni seguano una traiettoria circolare sotto l'influsso della forza magnetica restando così intrappolati, mentre gli ioni escono dalla camera accelerati dal campo elettrico e producono contributo utile alla spinta.

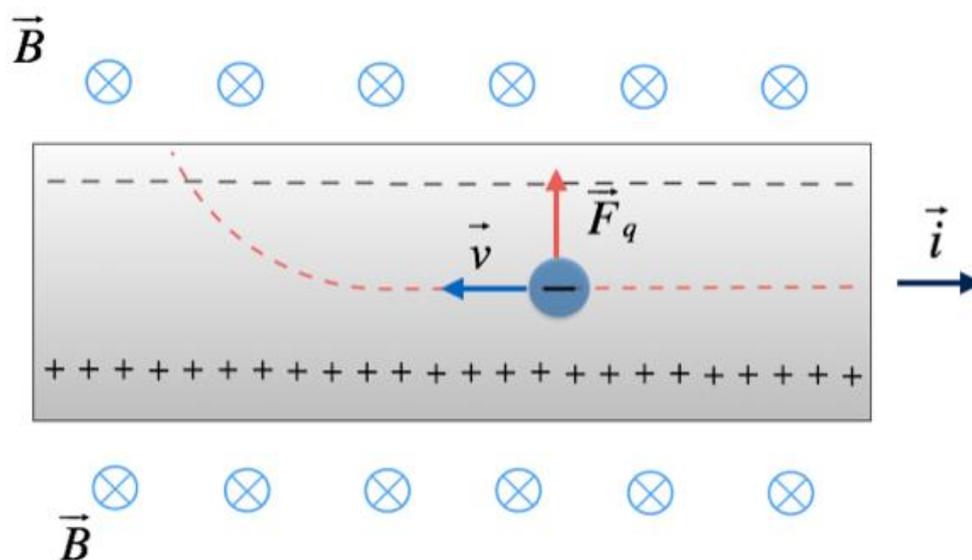


Figura 16 - Effetto magnetico di Hall

Si predilige generalmente per questi thrusters una geometria assialsimmetrica di tipo cilindrico, per favorire il moto circolare elicoidale degli elettroni.

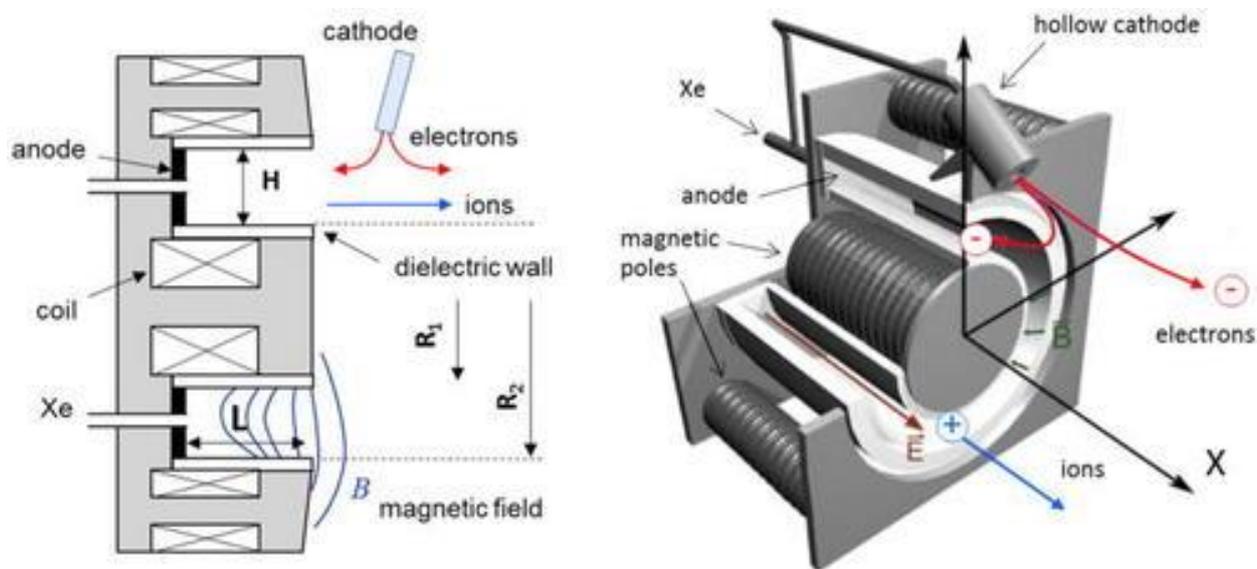


Figura 17 - Propulsore a effetto Hall

Sebbene mostrino alcuni problemi per quanto concerne l'instabilità del plasma, la perdita di ioni alle pareti e la divergenza del flusso, i propulsori a effetto Hall risultano molto efficienti e hanno un costo di produzione ioni minore rispetto ai generici ion thrusters; sono adatti per missioni con impulso specifico compreso tra 1500 e 2500 s e quindi ideali per missioni con ΔV medio-alto.

Dato che presentano caratteristiche tipiche sia dei propulsori elettrostatici sia di quelli elettromagnetici, i propulsori a effetto Hall possono essere messi a confronto con le tipologie analizzate in precedenza, come mostrato nella tabella seguente. [\[3\]](#)

Type	Hall	Ion	FEEP
propellant	Xe	Xe	Cs Ir
I_{sp} , s	1500-2500	2000-4000	6000
P_E , W	300-10000	200-5000	1
η	0.5	0.65	0.8
voltage, V	200-600	1000-2000	6000
thruster mass, kg/kW	2-3	3-6	?
PPU mass, kg/kW	6-10	6-10	?
feed system	regulated	regulated	no
lifetime, h	> 7000	> 10000	?
missions	SK, orbit transfer (med- ΔV)	SK, orbit transfer (large- ΔV)	precise corrections

Figura 18 - Confronto di parametri tra propulsori a effetto Hall, ion thrusters e FEEP thrusters [3]

2.9 Propulsori elettromagnetici

Questa categoria di endoreattori elettrici si distingue per via dell'introduzione di effetti magnetici oltre a quelli elettrici, sono i propulsori più avanzati e complessi attualmente diffusi sul mercato e continue ricerche e studi di ottimizzazione sono ancora oggi in corso per trovare possibili nuovi miglioramenti e applicazioni nelle missioni odierne.

I propulsori elettromagnetici ospitano al loro interno prodotti eterogenei che possono essere classificati in base a vari criteri. In primis è opportuno fare distinzione tra:

- Propulsori EM stazionari (campi elettromagnetici continui)
- Propulsori EM instazionari (funzionamento ad impulsi)

Verranno analizzati due esponenti per ciascuna tipologia.

Il campo magnetico può essere generato internamente dalla corrente di elettroni oppure esternamente con dei solenoidi; in questi casi si parla rispettivamente di propulsori elettromagnetici self-field e applied-field, i quali vengono spesso identificati con la sigla MPD thrusters (propulsori magneto-plasma dinamici). Gli effetti magnetici sono particolarmente intensi e producono grandi correnti elettriche, mentre le portate di propellente sono generalmente piccole a differenza dei propulsori elettrotermici che hanno grandi portate e basse correnti.

I propulsori elettromagnetici self-field presentano una struttura del tutto simile a quella degli arcojets, con un catodo centrale e un rivestimento circostante che funge da anodo. È possibile evidenziare due contributi di corrente elettrica (uno radiale e uno assiale) da cui derivano due componenti di forza risultante denominati rispettivamente “pumping” e “blowing”. La spinta complessiva è data dalla somma algebrica di questi contributi espressa dalla formula di Maecker, nella quale risulta evidente come essa dipenda esclusivamente dall’intensità di corrente elettrica e dalla geometria del motore.

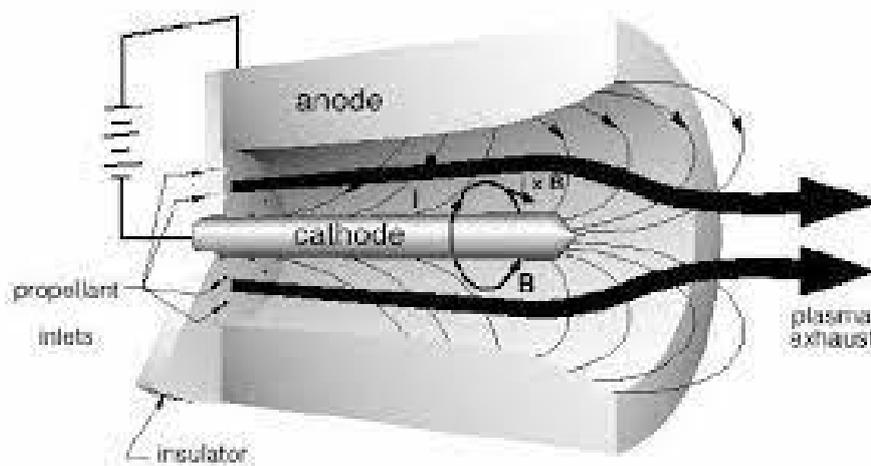


Figura 19 - Propulsore elettromagnetico MPD self-field

Questi thrusters generano potenza molto elevata (siamo nell’ordine del mega-watt) e offrono un impulso specifico comparabile ai valori ottenuti con gli arcojets se non superiore; sono ideali per missioni interplanetarie a grande distanza e operazioni che richiedono valori di spinta sostenuti. Data la loro capacità di effettuare lunghe missioni in tempi relativamente brevi, essi costituiscono una delle migliori alternative a disposizione per le future missioni umane nello spazio aperto.

Tuttavia, i thrusters MPD self-field prevedono livelli energetici di funzionamento che comportano seri problemi nel controllo termico nonché erosione degli elettrodi; sono poi soggetti a interferenze elettromagnetiche dovute a instabilità del plasma che possono comprometterne le prestazioni. Infine, gli elevati costi di produzione, i bassi rendimenti e la complessità di sviluppo e gestione sono i più grandi disincentivi alla produzione in serie di questi propulsori.

I propulsori elettromagnetici applied field sono del tutto simili nella geometria e nelle funzionalità alla loro controparte appena descritta, ma presentano un intenso campo magnetico in direzione assiale generato da avvolgimenti di filo conduttore percorsi da corrente e posti esternamente intorno alla struttura. Permettono di raggiungere migliori risultati in termini di rendimento in cambio di prestazioni leggermente inferiori per quanto concerne l'output energetico. Il loro impiego è ancora limitato e i prototipi risultano al giorno d'oggi poco diffusi.

I propulsori elettromagnetici instazionari presentano un funzionamento leggermente differente in quanto sfruttano grandi potenze e correnti ma con impulsi molto brevi (piccole frazioni di secondo). Il motore è acceso solo per poco tempo a intervalli stabiliti e ciò consente di avere potenze e correnti più alte rispetto ai normali valori riscontrabili nei thrusters MPD; gli effetti magnetici instazionari inoltre migliorano la conduttività e permettono di ridurre parzialmente le perdite per flussi congelati. Dati gli elementi citati, viene spesso adottata per questo tipo di propulsori la denominazione di pulsed plasma thrusters (PPT).

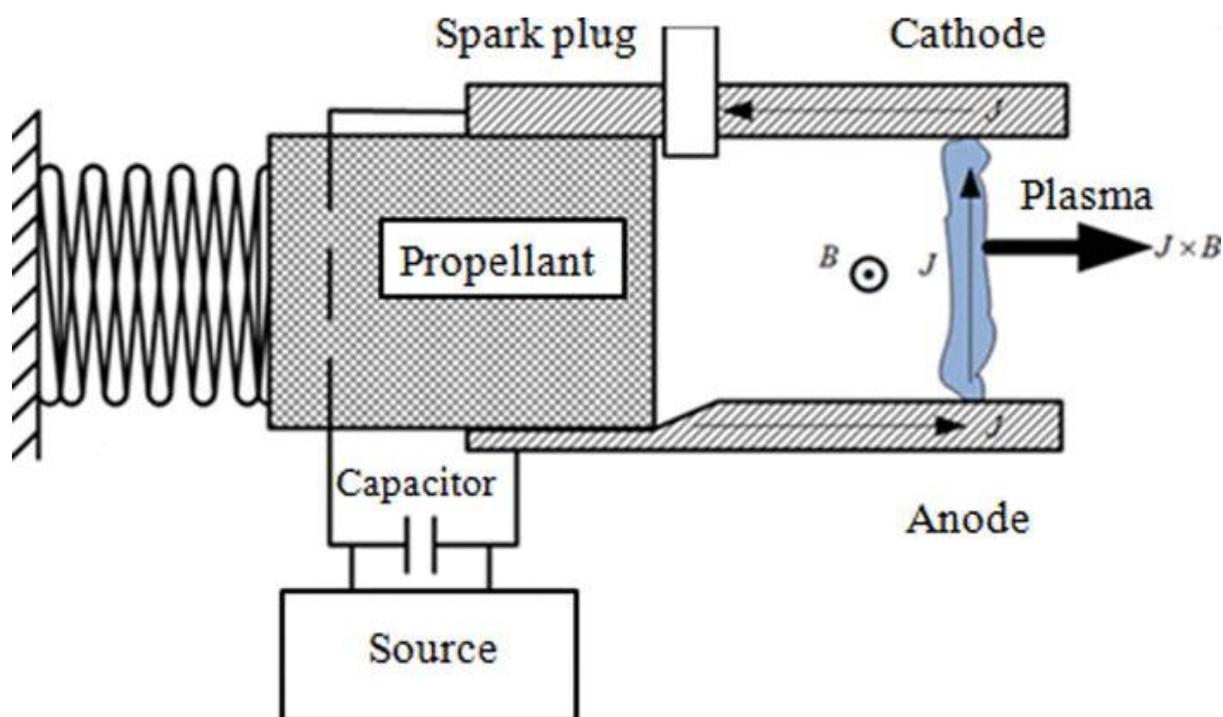


Figura 20 - Schema di un pulsed plasma thruster (PPT)

La geometria può essere lineare o assialsimmetrica e viene generalmente schematizzata con un modello lineare 1D composto da due elettrodi piani affacciati; il propellente selezionato è generalmente solido (i.e. Teflon). A partire dal generatore l'energia viene propagata sotto forma di scariche elettriche innescate per mezzo di candele apposite in sincronia con il flusso di propellente e poi stabilizzate all'ingresso; successivamente tale energia è immagazzinata grazie ad una rete di condensatori. Come i FEEP thrusters, i PPT hanno un'azione molto precisa e si dimostrano quindi utili per mettere in atto manovre delicate in orbita; sono inoltre affidabili in quanto già disponibili sul mercato da alcuni decenni ma più pesanti e meno efficienti (rendimenti pari al 10-20%). Ad ogni modo sono evidenziabili problematiche legate a compatibilità elettromagnetica, perdite elettriche, durata di vita dei componenti di accumulo e di accensione.

Degni di nota infine sono i pulsed inductive thrusters (PIT), un piccolo gruppo di propulsori elettromagnetici instazionari che sfruttano l'induzione magnetica per ovviare alle criticità tipiche dei PPT. Hanno una geometria assialsimmetrica a forma di disco con un circuito superconduttore ad un'estremità e l'imbocco del propellente dall'altra; si applica una differenza di potenziale molto elevata (superiore a 10000 V) per un tempo brevissimo creando così un campo magnetico da cui poi, secondo le leggi di Maxwell, nasce un campo elettrico indotto che ionizza il propellente. Hanno impulso specifico notevole (da 4000 a 9000 s). [3]

Type	PPT	AF-MPD	SF-MPD
I_{sp} , s	500-1000	2000-5000	2000-5000
P_E , W	1-200	1k-100k	200k-4M
η	0.1	0.5	0.3
voltage, V	1000-2000	200	100
thruster mass, kg/kW	120	?	?
PPU mass, kg/kW	100	?	?
lifetime	10^7 pulse	?	?
I_t , Ns	4000	-	-
missions	precise corrections	large- ΔV (med- P_E)	large- ΔV (large- P_E)

Figura 21 - Confronto di prestazioni tra PPT e MPD thrusters [3]

2.10 Generatori di potenza elettrica

Nella propulsione elettrica l'energia viene ricavata da molteplici fonti, variabili in base al tipo di missione analizzata. Di seguito sono elencati i principali mezzi di alimentazione installati nei sistemi di propulsione spaziale: [\[3\]](#)

a) Batterie

Sono accumulatori generalmente a ioni di litio in cui massa ed energia immagazzinata sono strettamente collegate, forniscono alti range di potenza mediante conversione di energia chimica in energia elettrica. Sono applicabili solo in missioni molto brevi oppure come sistemi di ridondanza, in quanto viaggi molto lunghi e dispendiosi in termini energetici comporterebbero batterie troppo pesanti; risultano utili, inoltre, per accumulare energia e usarla quando le altre fonti non sono accessibili.

b) Celle a combustibile

Sono veri e propri generatori che sfruttano reazioni chimiche inverse all'elettrolisi (scambio chimico tra due elettrodi), il combustibile fa da accumulatore; pur avendo un'efficienza molto alta presentano gli stessi limiti delle batterie per quanto riguarda i tempi di utilizzo e sono perciò relegate a missioni di breve durata.

c) Generatori a radioisotopi (RTG)

Sfruttano il decadimento di ioni radioattivi instabili (prevalentemente plutonio 238) per produrre energia sotto forma di calore che viene poi convertita in energia elettrica. Questi strumenti sono ideali per missioni di lunga durata o viaggi in località remote (i.e. missioni di atterraggio su corpi celesti o esplorazione dello spazio profondo) e risultano particolarmente vantaggiosi in seguito alla grande quantità di energia prodotta (quasi 0.5 kW/kg); mostrano tuttavia problematiche legate alla conversione energetica, ai rischi e costi di gestione e utilizzo del materiale radioattivo.

d) Pannelli solari

Costituiscono la principale sorgente di alimentazione per gli endoreattori elettrici classici, vengono impiegati sia per missioni in orbita sia per viaggi interstellari. Essi assorbono le radiazioni solari e sfruttano l'effetto fotoelettrico per convertirle in energia elettrica; la potenza così ottenuta dipende dal flusso di radiazione, dalle dimensioni dei pannelli e dall'efficienza di conversione.

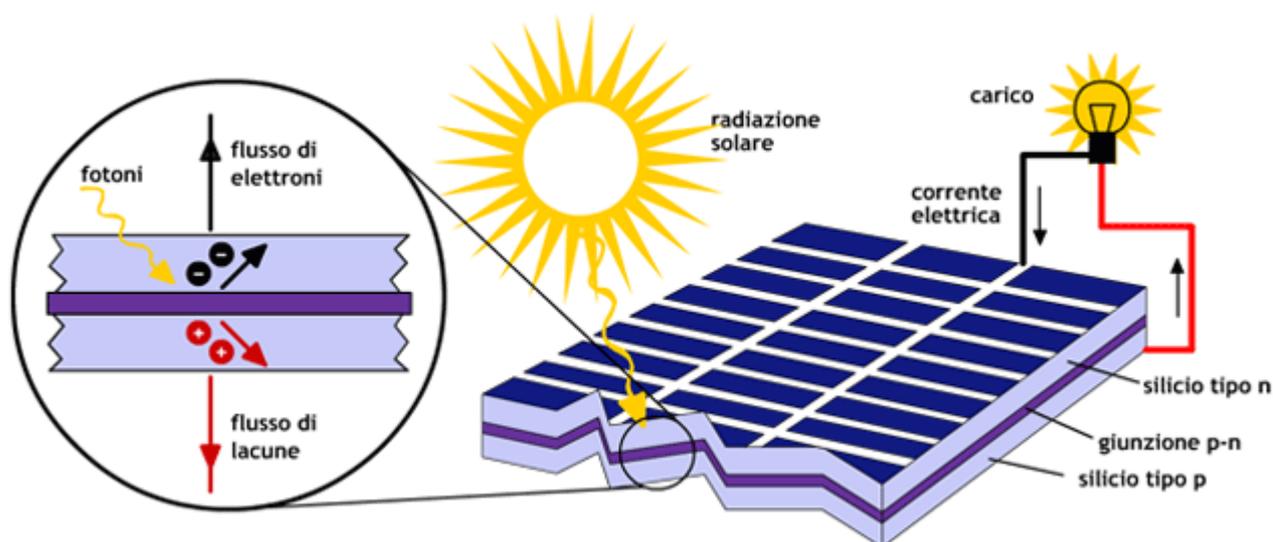


Figura 22 - Giunzione P-N nei pannelli solari

I pannelli solari destinati ad applicazioni spaziali presentano di solito giunzioni doppie in arseniuro di gallio o triple a base di gallio, indio e fosforo; per ovvie ragioni essi sono utilizzabili solo se esposti direttamente alla luce solare e le loro prestazioni dipendono fortemente dalle condizioni in cui operano. Sebbene siano largamente diffusi a bordo dei satelliti essi hanno efficienze medio-basse (intorno al 30%) e richiedono grandi estensioni per ottenere valori di potenza sufficienti, il che si traduce in un maggior peso.

e) Generatori a fissione nucleare

Hanno alcuni caratteri in comune con gli RTG, sfruttano la fissione dell'uranio 235 per ottenere potenza tramite effetto termoelettrico. Sono in grado di generare energie davvero molto elevate (decine di MW) per lunghi periodi di tempo, sono convenienti per dimensioni e compattezza e costituiscono una delle migliori opzioni propulsive per future missioni umane nello spazio. Tuttavia, sono complessi, costosi e comportano numerosi rischi a causa della radioattività delle materie trattate; per questo il loro impiego è ancora piuttosto limitato e oggetto di discussioni nel panorama tecnico-scientifico odierno.



Figura 23 - Pannelli solari in configurazione dispiegata

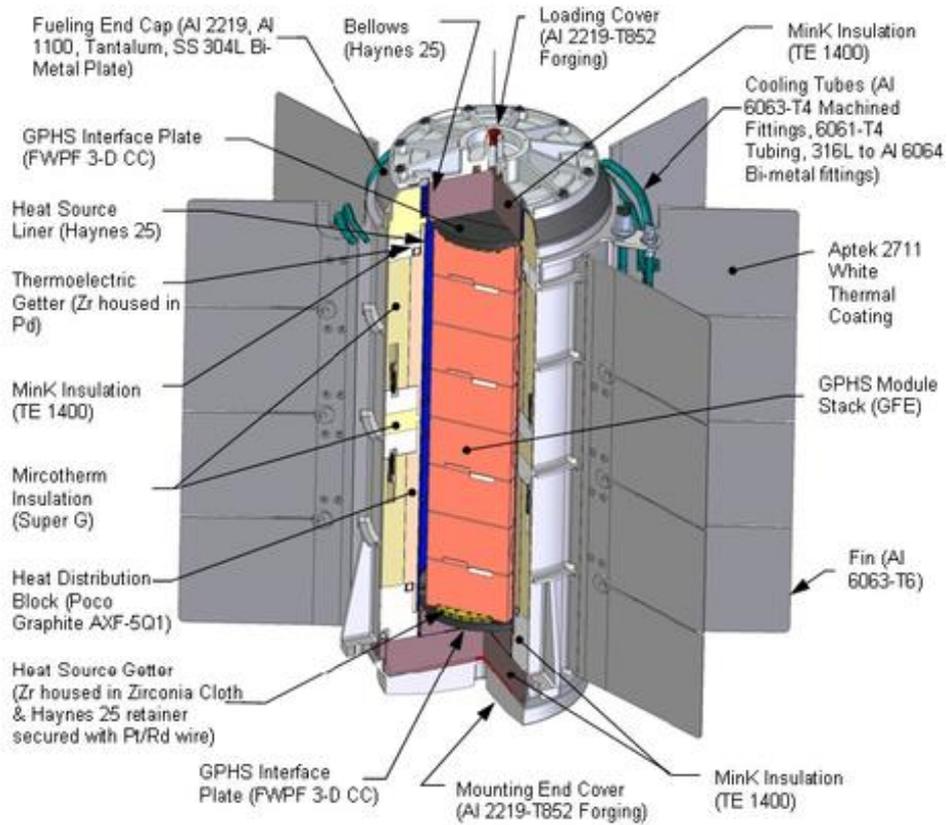


Figura 24 - Generatore termoelettrico a radioisotopi (RTG)

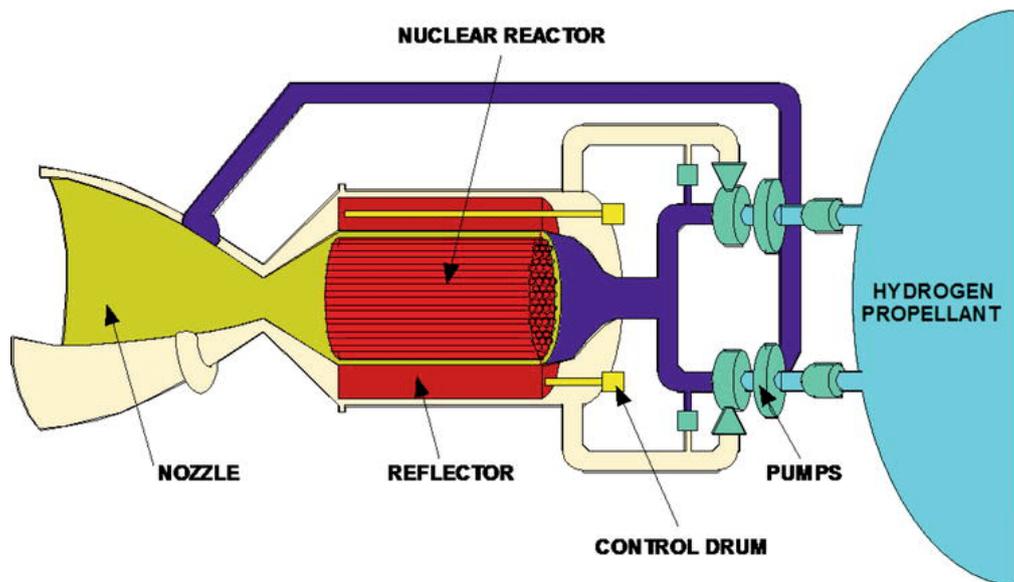


Figura 25 - Schema di un propulsore dotato di generatore a fissione nucleare

2.11 Cold Gas Thrusters (CGT)

Oltre a questi principali gruppi di strumenti tecnologici che costituiscono lo stato dell'arte della propulsione aerospaziale moderna è doveroso citare anche i cosiddetti "cold gas" thrusters. Furono tra i primi sistemi di propulsione ad essere introdotti; sono semplici, a basso costo e affidabili. Hanno varie applicazioni ma risultano particolarmente adatti per controllo di assetto, manovra e mantenimento d'orbita di satelliti di piccole dimensioni. Essi non rientrano in nessuna delle macrocategorie sopra descritte in quanto non vi è riscaldamento del propellente e sono assenti sia processi di accelerazione di tipo termofluidodinamico sia di tipo elettromagnetico. La spinta infatti viene ottenuta semplicemente per reazione tramite l'espulsione del gas pressurizzato contenuto in appositi serbatoi; come propellente si ricorre solitamente a gas inerti quali azoto, elio e butano.

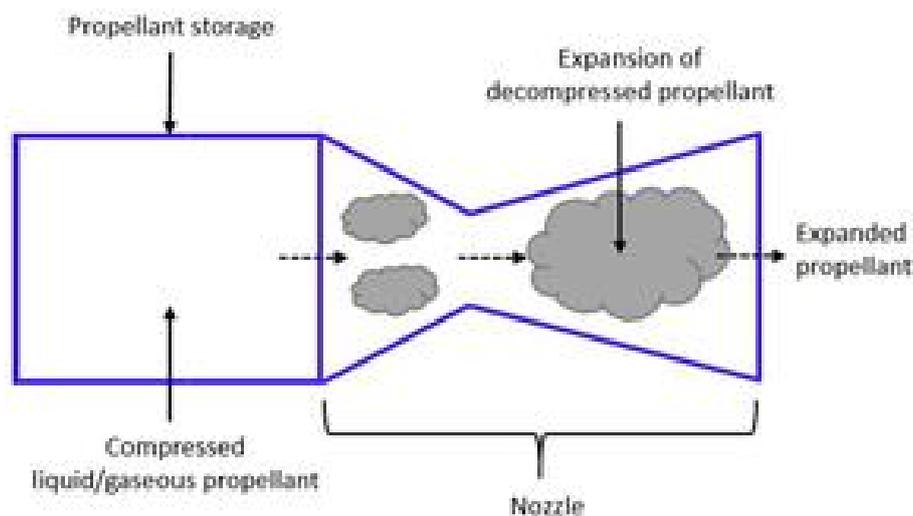


Figura 26 - Schema semplificato di un cold gas thruster

La struttura interna dei cold gas thrusters risulta molto semplificata se paragonata ad altri endoreattori pur rispecchiando la presenza di alcuni elementi essenziali:

- Serbatoio di propellente
- Valvola di controllo della pressione
- Ugello di uscita
- Sistema di alimentazione (tubazioni e altri accessori)

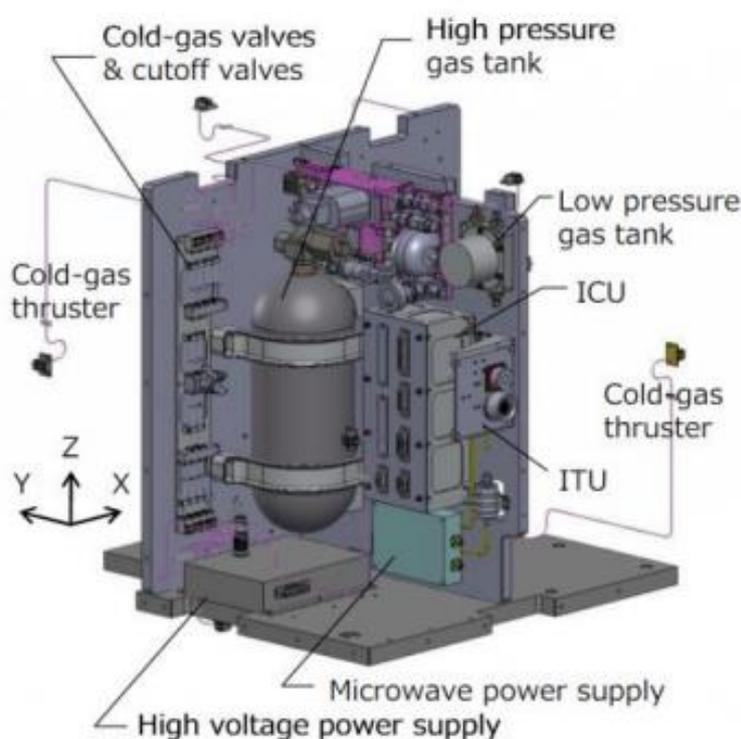


Figura 27 - Cold gas thruster (CGT)

Nonostante la facilità di realizzazione e di utilizzo, i cold gas thrusters possono essere usati soltanto per applicazioni a basso livello di prestazioni a causa della ridotta efficienza e dell'insufficiente impulso specifico. [\[6\]](#)

2.12 Propulsione spaziale alternativa

Oltre alle ben note forme di propulsione spaziale descritte, ovvero quella chimica e quella elettrica, esistono metodi alternativi in cui energia e spinta vengono ottenute in maniera differente. Si parla di categorie di propulsori piuttosto avanzati e complessi, prevalentemente in via di sviluppo e non molto diffuse sul grande mercato internazionale:

- Propulsori a vele solari
- Propulsori ad energia nucleare
- Altro (laser-based propulsion, magnetic sails)

La propulsione tramite vele solari è una branca in costante ascesa nell'epoca moderna che vede l'introduzione di superfici riflettenti dispiegabili e manovrabili di estensione variabile da sfruttare per lo spostamento. Questo meccanismo utilizza la pressione di radiazione solare incidente sulle vele per generare spinta tramite scambio di quantità di moto con i fotoni impattanti; esso ha già trovato applicazione in missioni esplorative nello spazio aperto e risulta particolarmente efficiente in quanto non necessita di alcun tipo di propellente. Le vele solari devono essere opportunamente orientate per gestire la spinta e il loro effetto dipende significativamente dalla riflettività, dall'angolo di incidenza dei fotoni e dall'intensità della pressione di radiazione P .

$P = 4.55 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$ alla distanza di 1 AU (unità astronomica)

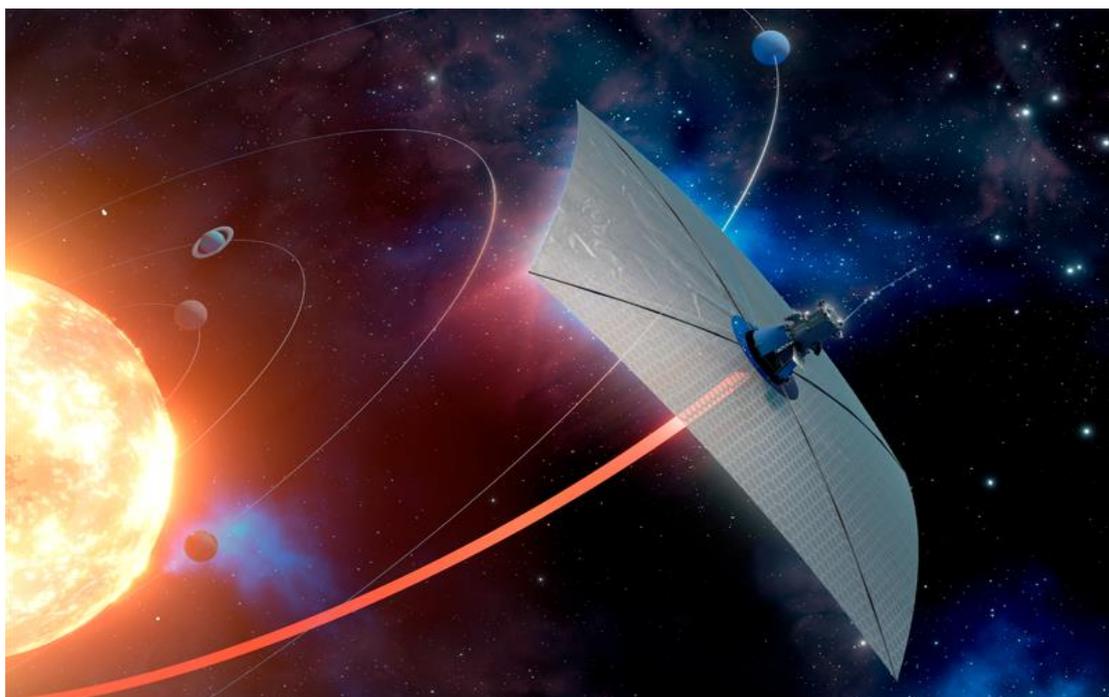


Figura 28 - Sonda dotata di vele solari

La pressione di radiazione assume un valore medio proporzionale all'inverso del quadrato della distanza dal Sole, il che significa che diminuisce notevolmente man mano che ci si allontana dalla stella. Ciò si traduce in valori di spinta piuttosto bassi, cui è possibile rimediare instaurando vele di grandi dimensioni realizzate in materiali ultraleggeri per evitare eccessivo aumento del peso complessivo. Come per i pannelli solari, la mancata o insufficiente esposizione ai raggi luminosi può compromettere del tutto il funzionamento di questi motori. Date le caratteristiche descritte è facile intuire come essi si prestino per la maggior parte ad impieghi su satelliti o sonde in missioni di osservazione ed esplorazione nello spazio interstellare, dove la quantità di radiazione solare a disposizione è abbondante.

I propulsori a vele solari costituiscono una delle tecnologie più all'avanguardia oggi disponibili nell'industria spaziale e senza dubbio conquisteranno in futuro posti di rilievo in tale contesto; risulta tuttavia proibitivo montarli su corpi di piccole dimensioni specie per via dell'estensione delle vele e dei carichi termici. Altre criticità derivano dalla difficoltà di costruzione e dispiegamento delle relative strutture, di reperibilità di specifici materiali adatti, di controllo e orientamento delle vele in orbita.

Un'altra delle frontiere più innovative del panorama spaziale odierno è costituita dalla propulsione nucleare. Simile per certi versi ad alcune tipologie viste in precedenza, il propulsore nucleare è in grado di generare elevatissime quantità di energia grazie alle reazioni di fissione dell'uranio che avvengono nel nucleo del reattore (è assente il passaggio di conversione in energia elettrica); questi strumenti hanno solitamente dimensioni e massa notevoli rispetto ai thrusters più comuni ma sono in grado di raggiungere livelli di potenza e spinta senza precedenti. Sono in assoluto i propulsori con il più alto output energetico attualmente esistenti e secondo gli studi essi potrebbero rappresentare una delle alternative più valide per supportare eventuali missioni con equipaggio nel cosmo.

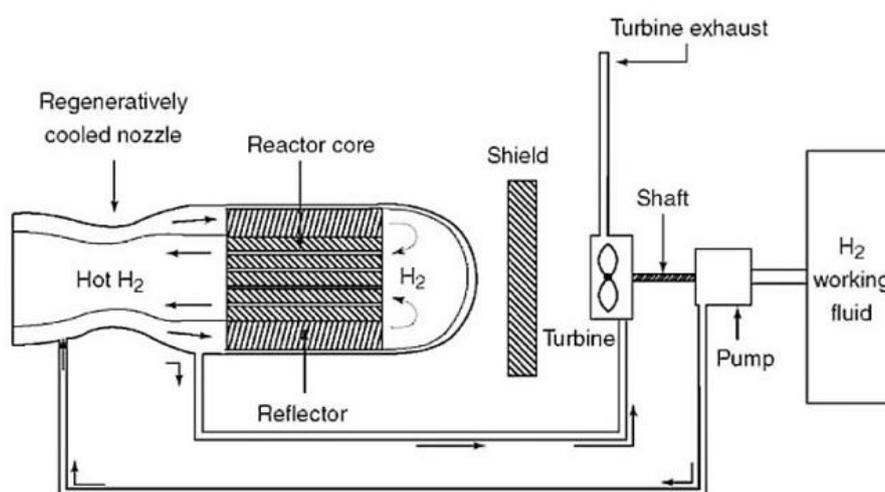


Figura 29 - Propulsione nucleare

La propulsione nucleare si presta molto bene ad accelerare navicelle e grandi payload in generale, per via della mole e delle capacità energetiche dei reattori. Così come gli RTG e i generatori elettrici a fissione, questa tecnologia ha il vantaggio di essere completamente indipendente da fattori esterni, il che favorisce il suo impiego in scenari di missione nello spazio profondo o in generale situazioni dove altre fonti di alimentazione non sono disponibili. Risulta invece non applicabile a satelliti di dimensioni medio-piccole in quanto solitamente queste tecnologie richiedono spinte ridotte e più precise. Si riscontrano anche problemi di gestione delle altissime temperature e dei prodotti radioattivi contenuti nel nucleo interno. [\[3\]](#)

Vele solari	Propulsione nucleare	Altro
classic solar sails	nuclear thermal rocket	laser plasma propulsor
magnetic sails	nuclear pulse rocket	ablative laser propulsor
microwave sails	fission fragment thruster	
	fusion nuclear rocket	

2.13 Ambiente spaziale in orbita bassa

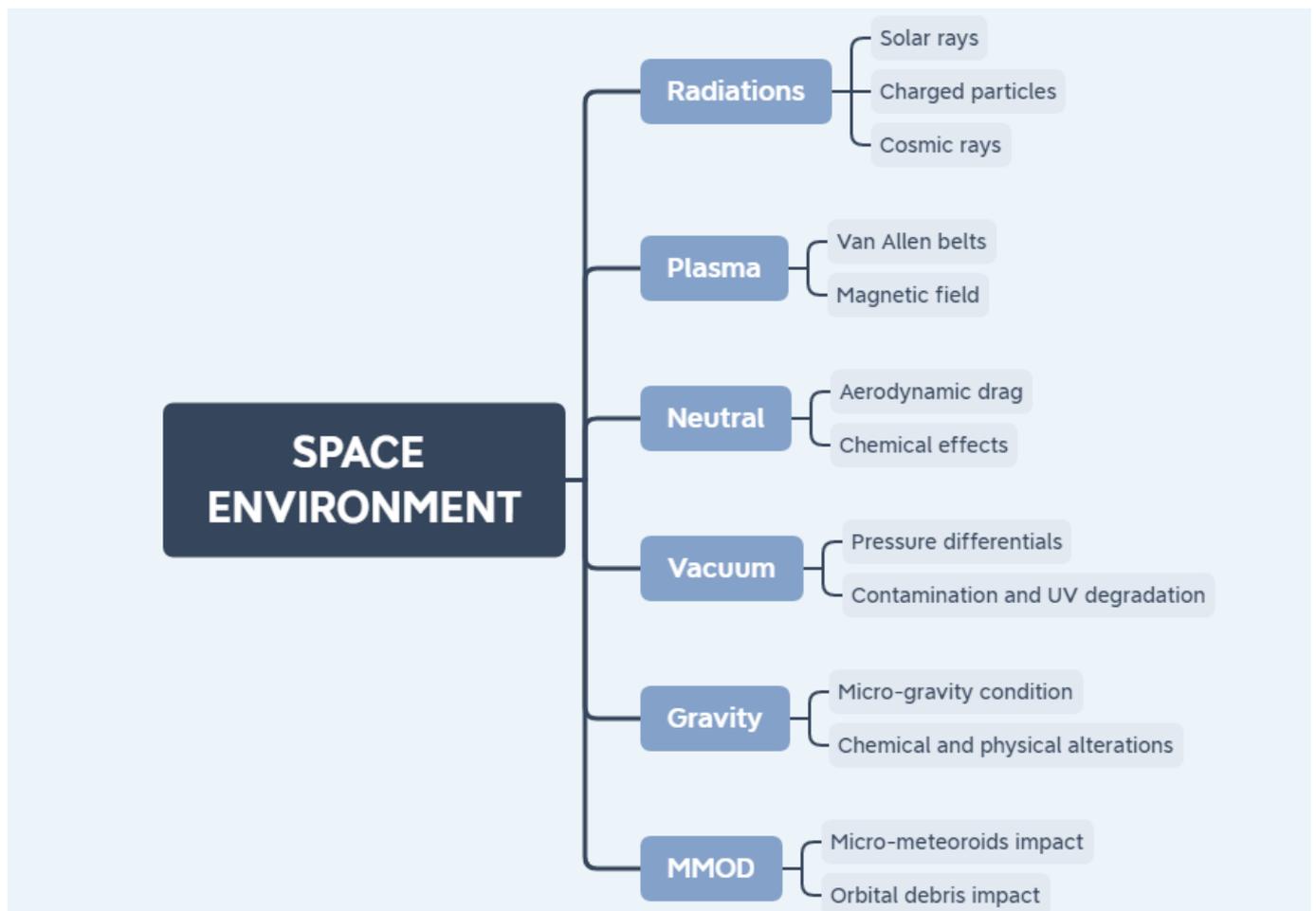
L'obiettivo di questa trattazione consiste nel valutare e mettere a confronto le prestazioni di molteplici tipologie di propulsori spaziali all'interno di una specifica missione, per determinare quale categoria è preferibile in base alle condizioni operative e ai requisiti della missione stessa. Lo studio prevede di analizzare manovre di station keeping in orbita bassa; per fare ciò occorre soffermarsi su quelle che sono le caratteristiche dell'ambiente spaziale in cui tali manovre vengono svolte.

Lo spazio è un ambiente estremo ed ostile che ospita condizioni fisiche ben determinate le quali hanno un grandissimo impatto su progettazione ed esito delle missioni, i principali tratti caratteristici possono essere delineati in sei sottogruppi:

- Radiazioni → solar rays, particelle cariche, cosmic rays; causano riscaldamento, degradazione dei materiali, pressione solare, interferenze elettromagnetiche.
- Plasma → agglomerati di particelle elettricamente cariche in atmosfera (fasce di Van Allen); scariche elettrostatiche, disturbi ai sistemi elettronici.
- Ambiente neutro → effetti meccanici (resistenza atmosferica) e chimici (reazioni con ossigeno atomico, corrosione).
- Vuoto → gradiente di pressione
- Gravità → condizioni di microgravità che influiscono sui processi chimico-fisici a bordo.

- Micro-meteoroidi e detriti orbitali → rischio di danneggiamento a causa di impatti ad alta velocità.

Dato che uno dei casi di studio vede dei satelliti posizionati in orbita bassa appare subito chiaro come la resistenza atmosferica, l'attrazione gravitazionale terrestre e le condizioni legate all'attività solare e geomagnetica giochino un ruolo predominante rispetto alle altre forze. Il satellite deve essere dotato di thrusters in grado di contrastare efficacemente questi disturbi mantenendo la posizione desiderata. [7]



Capitolo 3

Missione di station keeping VLEO

La capacità di poter lanciare e manovrare con successo satelliti in orbita intorno al pianeta rappresenta una delle più grandi risorse a disposizione dell'industria spaziale moderna, in quanto consente di trasferire e sfruttare determinate risorse fornendo importanti servizi di vario tipo alla collettività. Gran parte dei programmi spaziali riguardanti l'immissione di satelliti in volo è legata alle suddette fasce LEO (Low Earth Orbit) e VLEO (Very Low Earth Orbit), essi offrono servizi numerosi e variegati quali telecomunicazione, meteorologia e navigazione.

Per definizione l'orbita LEO è la sezione orbitale compresa tra 300 e 1000 km circa dalla superficie terrestre ed è teatro di gran parte dei progetti aerospaziali immessi in fase operativa, compresa la ben nota Stazione Spaziale Internazionale (ISS).

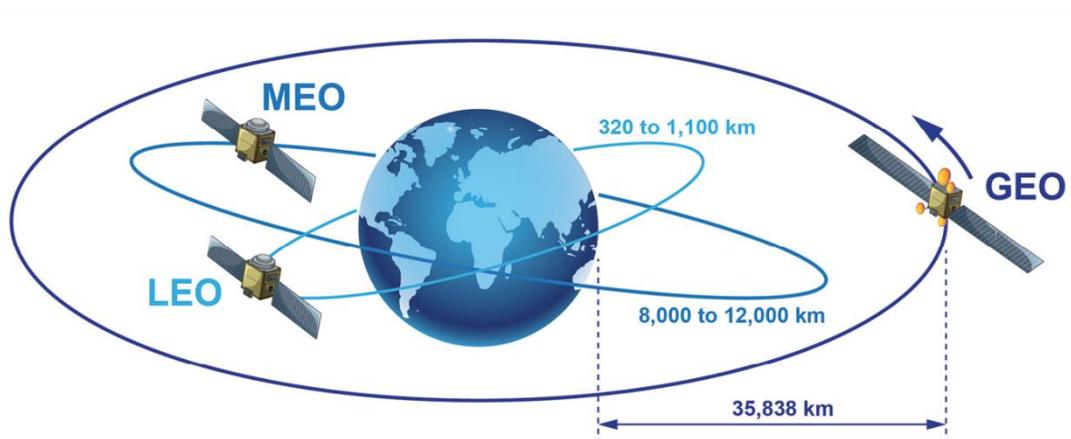


Figura 28 - Principali orbite terrestri

Di particolare interesse poi è l'orbita VLEO, sottostante alla LEO, che si estende al di sotto dei 300 km fino al limite convenzionale che separa atmosfera terrestre e spazio esterno che è la linea di Karman (situata a circa 100 km dalla superficie del pianeta); essa sarà una delle zone in cui verranno valutate in questa trattazione le prestazioni dei motori sopra elencati. La maggiore semplicità nell'esecuzione di lanci, dovuta alla quota minore, e una serie di vantaggi peculiari rendono tale fascia degna di nota:

- Incremento della massa di payload trasportabile in orbita
- Migliore risoluzione ottica e performance radiometriche di sensori e strumenti di bordo
- Rispetto delle politiche di non proliferazione dei detriti spaziali in orbita bassa
- Maggiore reattività e facilità di trasmissione dei segnali
- Costi di missione ridotti

È utile effettuare lo studio proposto tenendo in considerazione più di una singola configurazione per quanto riguarda i parametri strutturali del satellite; la resistenza atmosferica come già anticipato svolgerà un ruolo chiave in termini di disturbi esterni e dovrà essere opportunamente analizzata e raffigurata in rapporto all'altitudine variabile. In questa trattazione verrà imposta l'ipotesi di orbite quasi circolari (eccentricità prossima a 0) e, per descrivere le caratteristiche chimico-fisiche dell'ambiente in cui il corpo andrà ad operare, si farà riferimento al modello atmosferico NRLMSISE-00 [\[10\]](#) adottato per l'orbita bassa; tale modello open source permette, a partire da alcune impostazioni iniziali, di ricavare tutti i parametri di interesse per delineare numericamente in maniera precisa i tratti tipici dell'ambiente operativo.

Di seguito vengono analizzate due configurazioni satellitari con parametri differenti e due scenari ambientali che si distinguono in base al grado di attività solare e influenza geomagnetica registrate:

	Massa (kg)	Lunghezza (m)	Potenza (W)
Config.1 (C1)	100	0.65	100
Config.2 (C2)	10	0.25	15

	Indice flusso solare F10.7	Indice flusso magnetico A _p
Alta attività (HA)	220	40
Bassa attività (LA)	75	5

Una delle grandezze di maggiore importanza ed influenza nella missione analizzata è la densità atmosferica ρ ; essa sarà ovviamente variabile in funzione della quota, che costituisce la variabile indipendente di riferimento, ed è calcolabile mediante il già citato modello NRLMSISE-00. Date le altitudini considerevoli rispetto alla superficie terrestre, la densità atmosferica assumerà valori molto bassi in confronto a quelli rilevabili nella troposfera. Da qui, sfruttando le formule principali dell'aerodinamica classica, è possibile ricavare direttamente la resistenza aerodinamica f_D :

$$f_D = \frac{1}{2} \rho V^2 l^2 c \quad (1)$$

Nella formula (1) la densità dipende dalla quota operativa ed è calcolata per mezzo del modello atmosferico implementato a partire da determinati input; il sistema, quindi, fornirà in uscita i corrispettivi valori di densità. Fornendo come input la quota in chilometri con un determinato size-step e i valori numerici relativi all'attività solare e geomagnetica si ottiene:

Prof. parameters: start= 250.00 stop= 500.00 step= 25.00

Optional parametes: F10.7(daily) =220.; F10.7(3-month avg) =not specified; ap(daily) = 40.

Selected parameters are:

- 1 Height, km
- 2 Mass_density, g/cm-3
- 3 F10_7_daily
- 4 ap_daily

	1	2	3	4
250.0	6.133E-14	220.0	40.0	
275.0	3.340E-14	220.0	40.0	
300.0	1.898E-14	220.0	40.0	
325.0	1.114E-14	220.0	40.0	
350.0	6.710E-15	220.0	40.0	
375.0	4.124E-15	220.0	40.0	
400.0	2.577E-15	220.0	40.0	
425.0	1.632E-15	220.0	40.0	
450.0	1.046E-15	220.0	40.0	
475.0	6.786E-16	220.0	40.0	
500.0	4.452E-16	220.0	40.0	

Prof. parameters: start= 250.00 stop= 500.00 step= 25.00

Optional parametes: F10.7(daily) =75.; F10.7(3-month avg) =not specified; ap(daily) = 5.

Selected parameters are:

- 1 Height, km
- 2 Mass_density, g/cm-3
- 3 F10_7_daily
- 4 ap_daily

	1	2	3	4
250.0	3.271E-14	75.0	5.0	
275.0	1.533E-14	75.0	5.0	
300.0	7.493E-15	75.0	5.0	
325.0	3.784E-15	75.0	5.0	
350.0	1.963E-15	75.0	5.0	
375.0	1.045E-15	75.0	5.0	
400.0	5.717E-16	75.0	5.0	
425.0	3.235E-16	75.0	5.0	
450.0	1.907E-16	75.0	5.0	
475.0	1.182E-16	75.0	5.0	
500.0	7.745E-17	75.0	5.0	

Di seguito si è fatto uso di un codice sviluppato in Matlab per valutare gli andamenti delle grandezze di interesse per questo studio in funzione della quota di riferimento.

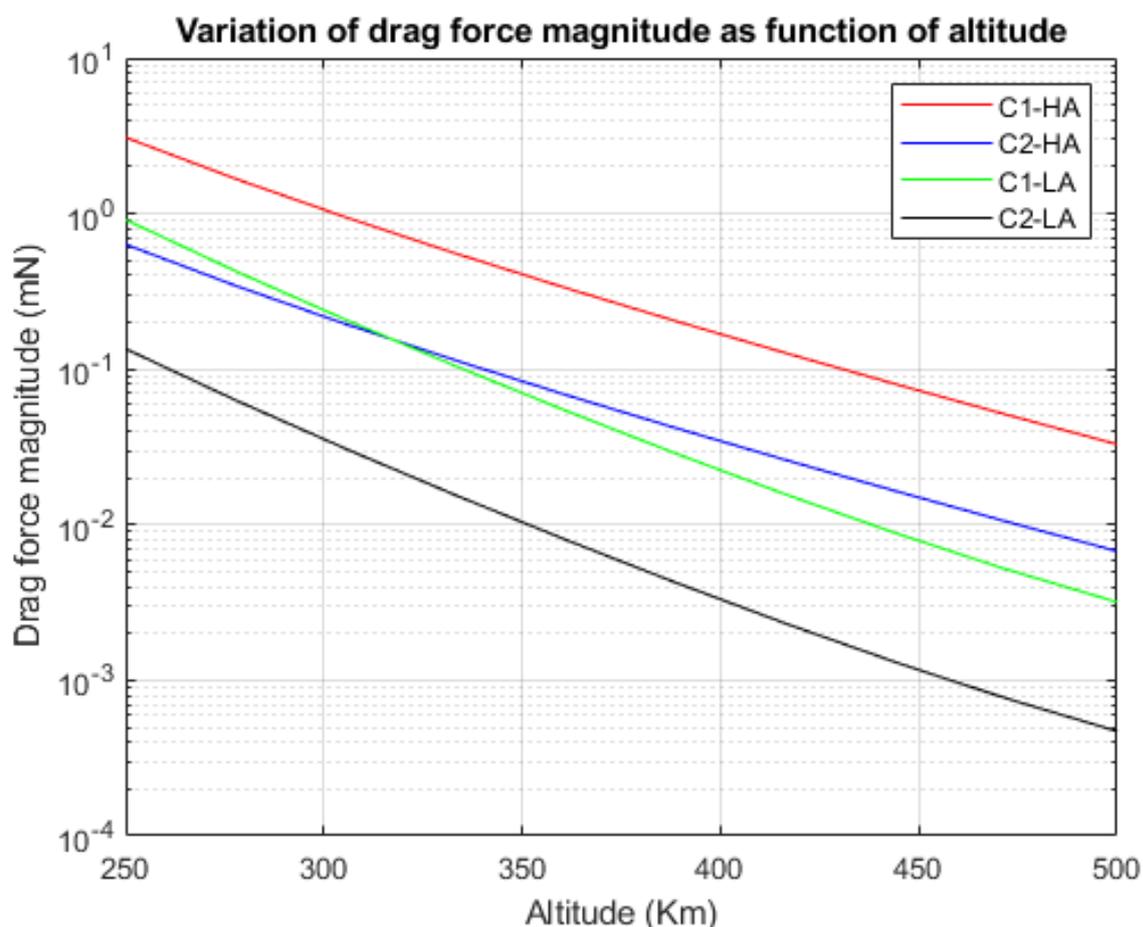


Figura 29 - Andamento della resistenza atmosferica in orbita VLEO in funzione della quota

Come è intuibile la resistenza atmosferica, seppur ridotta rispetto alle condizioni tipiche dell'atmosfera standard, è un contributo non trascurabile che incide significativamente sulla traiettoria e sulla vita operativa del satellite in orbita. L'evoluzione subita dal semiasse maggiore dell'orbita percorsa in seguito alle perturbazioni presenti è messa in evidenza dalla seguente espressione matematica:

$$\dot{a} = 2 \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \frac{u - f_D}{m} \quad (2)$$

Ponendo $u = 0$ è possibile ricavare il tempo di decadimento del satellite in base alla combinazione di parametri elencati nelle tabelle precedentemente esposte. Questo viene ottenuto calcolando in primo luogo il semiasse maggiore dell'orbita a ($a = R + z$), poi la variazione del semiasse nel tempo mediante la formula (2) e infine dividendo il semiasse per la sua derivata. In questo modo si ricava il fattore tempo in secondi, successivamente convertito in anni.

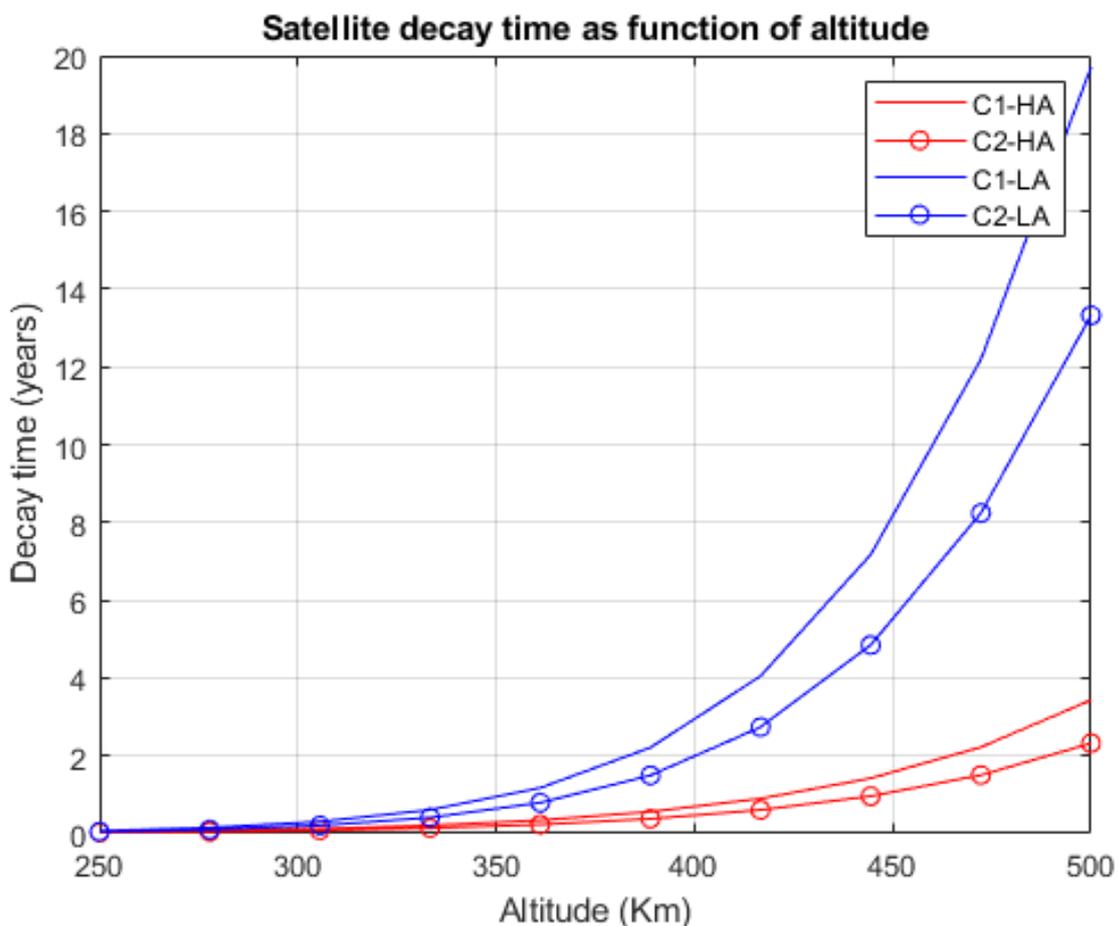


Figura 30 - Tempo di decadimento del satellite in funzione della quota nei vari scenari

Osservando il posizionamento delle rispettive curve sul grafico, si nota come il periodo di rotazione del satellite intorno alla Terra si riduca in caso di intensa attività solare e geomagnetica (scenario HA) poiché questa si traduce in un incremento dei disturbi che vanno a perturbare il moto orbitale. Inoltre, è evidente come un satellite di massa maggiore (configurazione C1) abbia un tempo di decadimento più esteso rispetto all'altra versione; infatti, i satelliti più piccoli e leggeri risentono maggiormente dell'attrazione gravitazionale terrestre e tendono perciò a cadere più in fretta.

Verranno confrontate le prestazioni di più categorie di propulsori in termini di vita operativa in funzione dell'altitudine, mettendo in evidenza le variazioni delle curve in base alle possibili frazioni di massa, volume e potenza che interessano le specie considerate. Per semplicità di studio le famiglie di endoreattori saranno raggruppate in tre principali gruppi ognuno dei quali contrassegnato da un valore medio tipico di impulso specifico:

- $I_{sp} = 70 \text{ s}$ per motori di tipo resistojet e CGT
- $I_{sp} = 230 \text{ s}$ per motori di tipo chimico
- $I_{sp} = 1000 \text{ s}$ per motori di tipo elettrostatico/elettromagnetico

Di seguito sono riportate tabelle contenenti i parametri di interesse dei propulsori considerati e alcuni degli esponenti principali di queste classi presenti sul mercato.

						
Manufacturer	Moog	Moog	Marotta	Selex ES	MicroSpace	Vacco
Model	58x125A	58E143 58E146	Micro Thruster	Micro Thruster	MEMS	MiPS
Propellant	N ₂	N ₂	N ₂	N ₂	N ₂	Butane
Thrust (mN)	4.4	16–40	50–2360	0.001–0.5	0.1–10	53
Mass (g)	9	40	<70	300	300 (dry) Self-cont.	453 (dry) Self-cont.
Power (W)	<10	<10	<1	<1	<2	<1
Isp (s)	65	>60	65	>60	50	>60
Response (ms)	2.5	2.5	5	<100	2	<10
Min. Ibit (mNs)			<44	<0.001	0.002	0.55
Tot. cycles	>1.5·10 ⁴	5·10 ⁵		5·10 ⁸		8·10 ⁴
Status	Flight qual. (SAFER)	Flight qual. (CHAMP)	Flight qual. (ST-5)	Flight qual. (GAIA)	Flight qual. (AlmaSat)	Flight qual. (MEPSI)

Figura 31 - Catalogo propulsori CGT [1]

						
Manufacturer	SSTL	SSTL	Sitael	Mars Space	NanoSpace	Vacco
Model	Low power Resistojet	N ₂ O Rjet	XR-100	VHTR	MEMS	CHIPS
Propellant	Xe, Butane	N ₂ O	Xe	Xe	N ₂ , He, Xe	R134a
Thrust (mN)	20–100	125	125	100–200	0.01–1	30
Mass (g)	90	1240	220	250	115	1.5U Pack. (wet)
Power (W)	15, 30, 50	100	80	>100	2	25
Isp (s)	48(Xe) 90(Butane)	127	63	80–100	50–75	82
Tot. imp. (N s)	5.6·10 ³	1.6·10 ⁵	4·10 ⁴	>10 ⁴		680
Temp. (deg)	500°	700°		1950°		
Status	Flight qual. (Proba-2)	Flight qual. (UoSAT-12)	Under Develop.	Flight qual. Under Develop.	Flight qual. (PRISMA)	Under Develop.

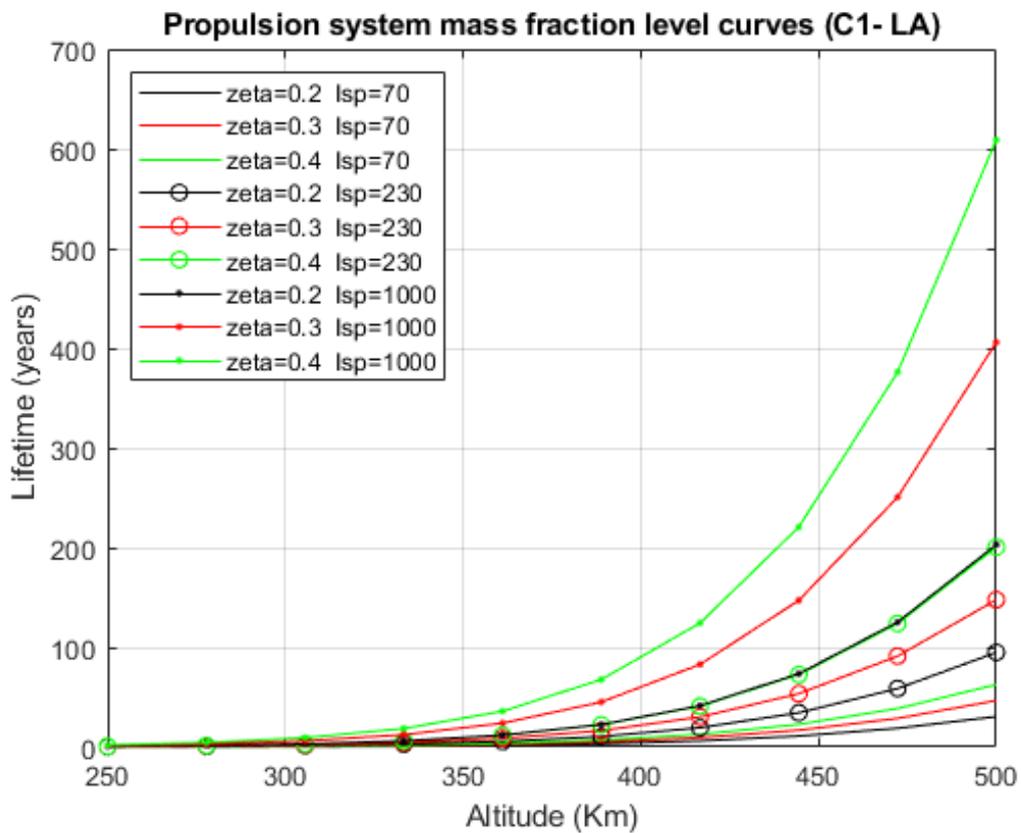
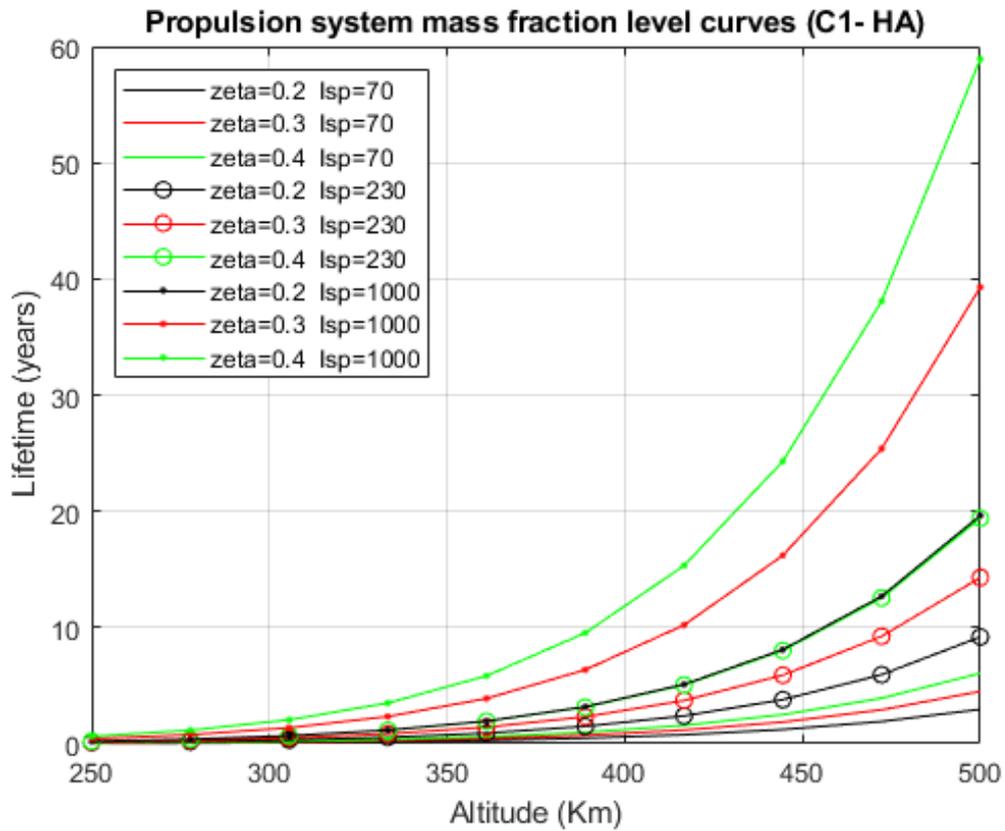
Figura 32 - Catalogo propulsori resistojets [1]

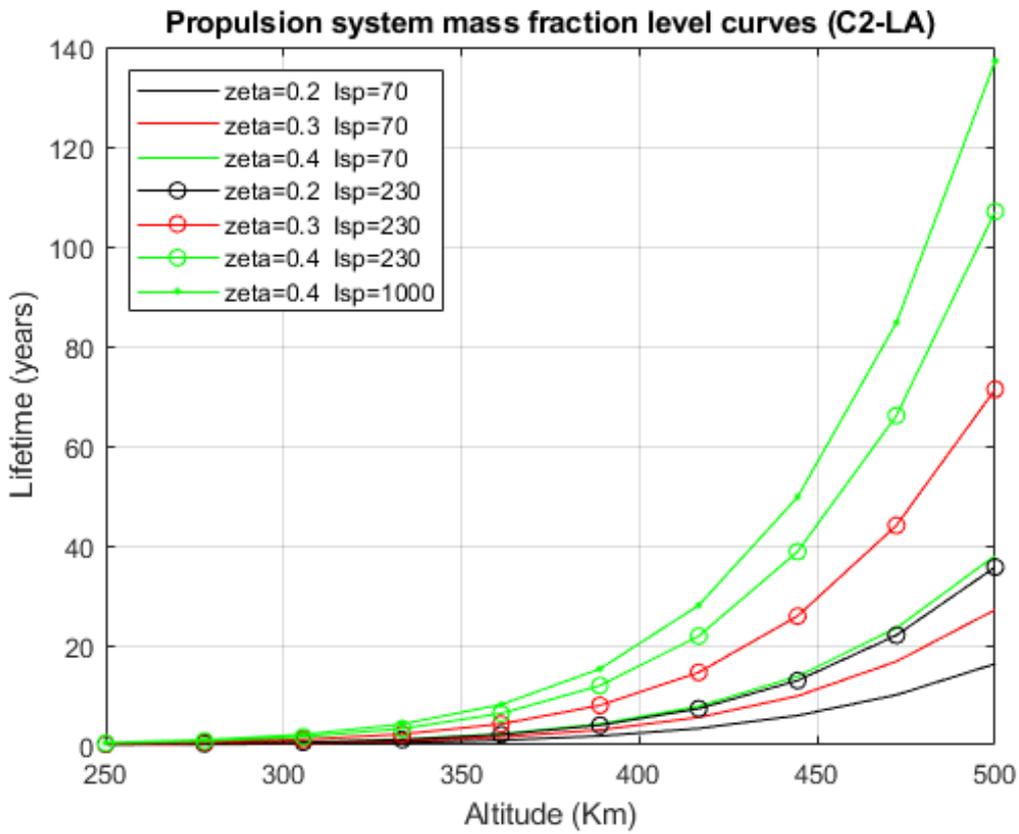
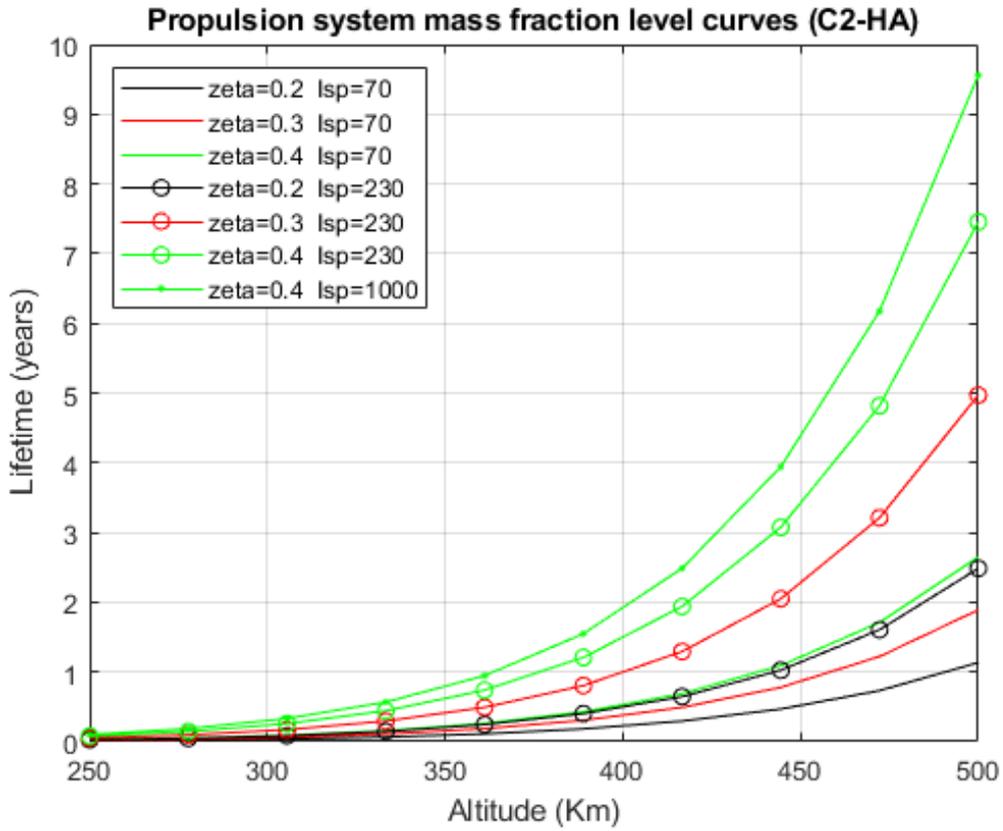
						
Manufacturer	Thales	Airbus DS	Aerojet Rocketdyne	ECAPS	Vacco	Busek
Model	RCT-1N	1N	GR-1	HPGP	ADN MiPS	BGT-X5
Propellant	Hydrazine	Hydrazine	AF-M315E	LMP-103S	LMP-103S AF-M315E	AF-M315E
Thrust (N)	1	1	1	1	0.1×4	0.5
Mass (g)	230	290	330	340	1800 (wet) Self-cont.	1500 (wet) Self-cont.
Power (W)	<15	<15	<12	<10	<15	<15
Isp (s)	220	220	231	235	>200	220
Tot. imp. (N s)	1.2·10 ⁵	1.3·10 ⁵	2.3·10 ⁴	5·10 ⁴	1.8·10 ³	565
Min. Ibit (mN s)		43	8	10	2	30
Tot. cycles	3·10 ⁵	6·10 ⁴	10 ⁴	6·10 ⁴	10 ⁶	
Status	Flight qual. (IRIDIUM)	Flight qual. (Globalstar)	Fight ready (GPIM)	Flight qual. (PRISMA)	Under Develop.	Under Develop.

Figura 33 - Catalogo propulsori chimici monopropellente [1]

						
Manufacturer	Airbus DS	Busek	Aerospazio	Sitael	FOTEC	Mars Space
Model	RIT-μX	BIT-3	HET-70	HT-100	IFM 350 Nano	NanosatPPT
Type	RF	RF	HET	HET	FEFP	PPT
Propellant	Xe	I ₂ , Xe	Xe	Xe	Indium	Teflon
Thrust (mN)	0.01–2.5	0.3–1.6	3.5	6–18	0.001–0.5	0.09
Mass (g)	440	200	900	400	1000 (wet) Self-cont.	350 (wet) Self-cont.
Power/Thrust Ratio (W/mN)	30	42	22	20	80	55
Isp (s)	300–3000	1000–3500	1000	1000–1600	1500–4500	640
Tot. imp. (N s)	2·10 ⁵	>3.5·10 ⁴	>5·10 ⁴ (goal)	>5·10 ⁴	5·10 ³	>190
Status	Under Develop.	Under Develop.	Under Develop.	Under Develop.	Under Develop.	Under Develop.

Figura 34 - Catalogo propulsori elettrostatici/elettromagnetici [1]





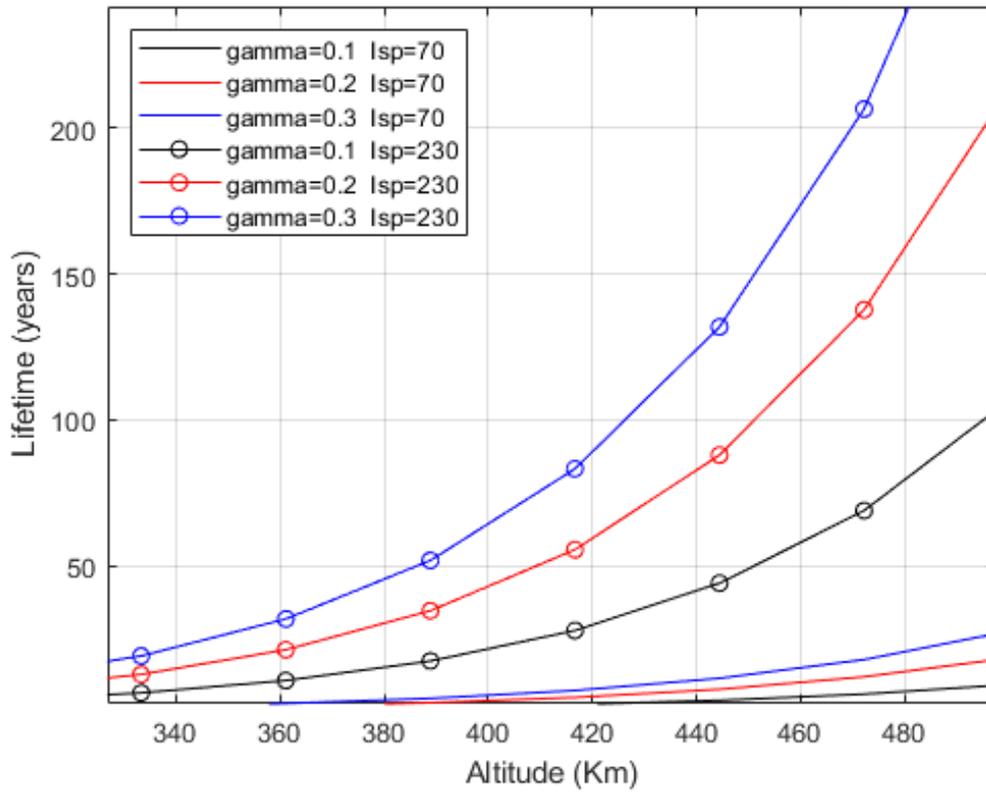
I grafici sovrastanti mostrano l'evoluzione della vita operativa del satellite in funzione di quota e mass fraction ζ per ogni categoria di propulsore all'interno dei quattro scenari di studio proposti (C1-HA, C1-LA, C2-HA, C2-LA). Vengono realizzati partendo da valori fissati di ζ per poi risalire a ritroso tramite manipolazione di formule fino ad arrivare all'espressione della vita operativa T espressa in anni. Di seguito è possibile visionare nel dettaglio le formule matematiche utilizzate:

$$\zeta = m_{PS} / m \quad m_{PS} = m_P + m_S \quad m_P = J / (g_o * I_{sp})$$

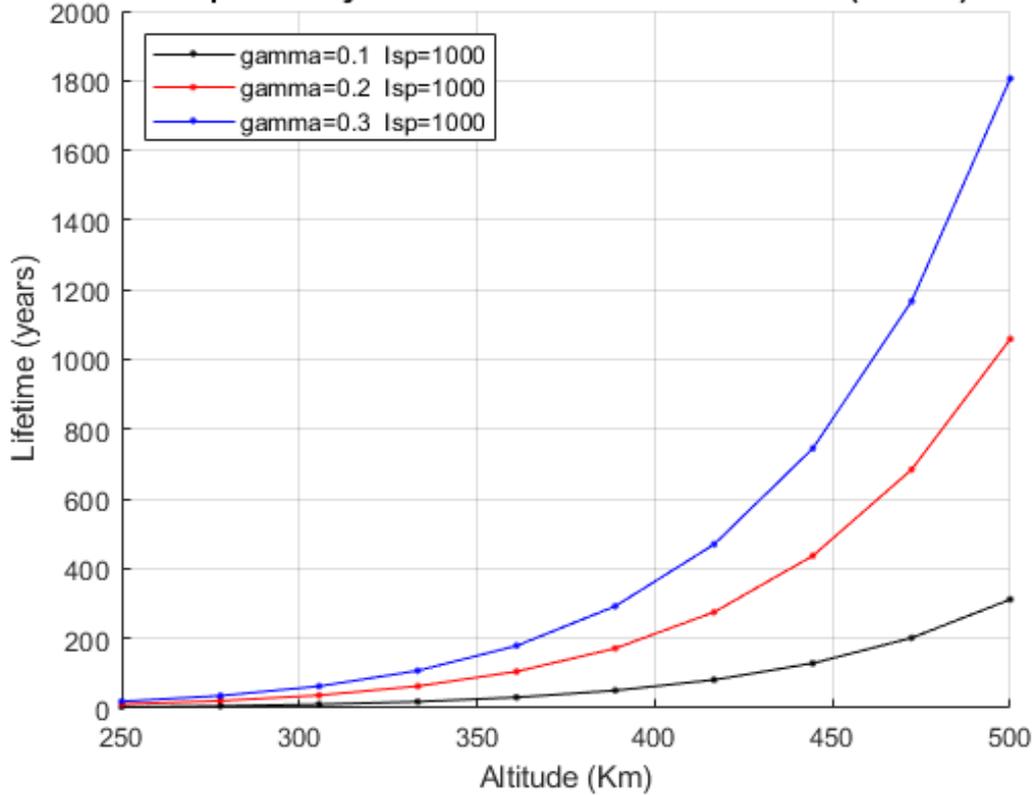
$$J = f_D * 86400 * 365 * T$$

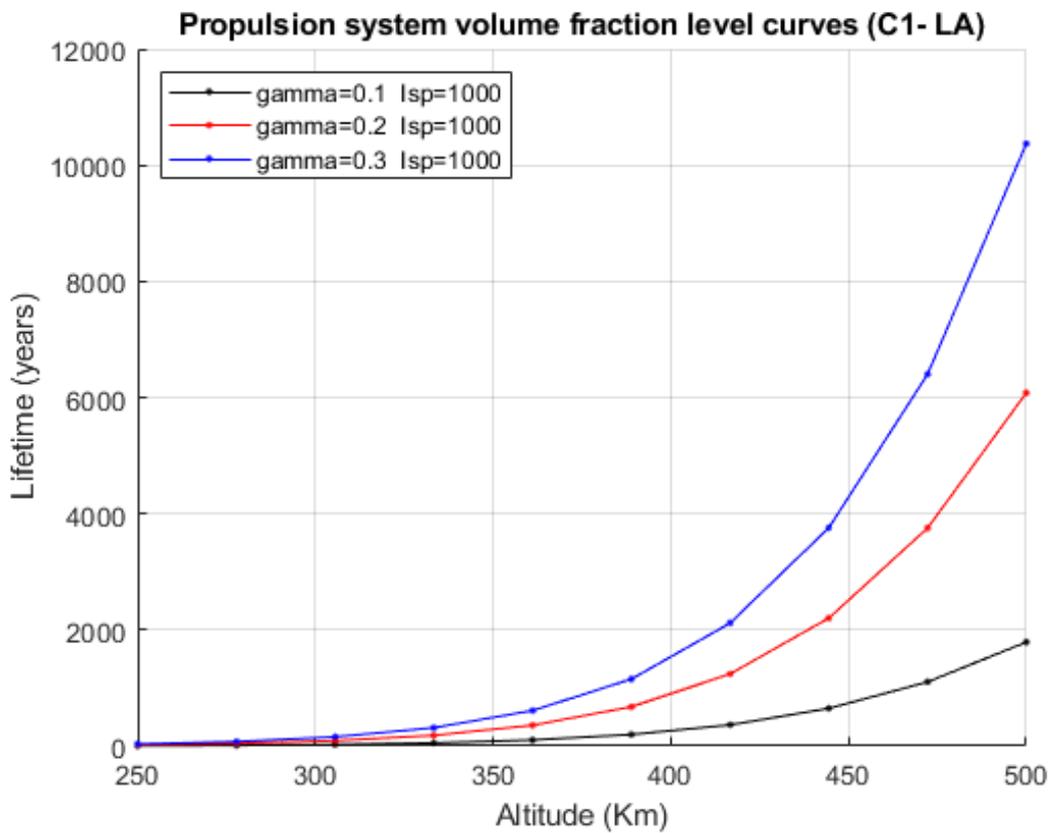
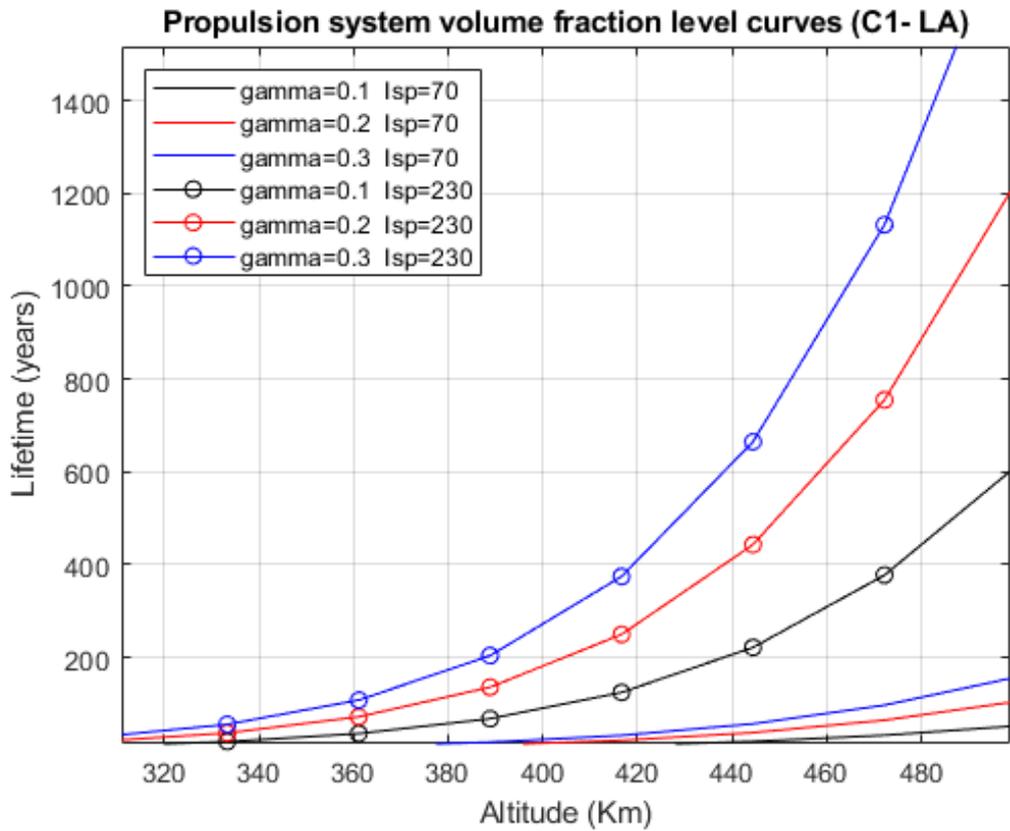
Dai grafici si evince chiaramente che gli endoreattori di tipo elettrico, caratterizzati dai valori più alti di impulso specifico, presentano una vita operativa più estesa essendo le rispettive curve posizionate più in alto; inoltre, tale parametro aumenta proporzionalmente all'aumentare della mass fraction a prescindere dalla tipologia di motore considerata. Per massimizzare il tempo di impiego del satellite in orbita, quindi, è preferibile adottare soluzioni propulsive di tipo elettrostatico/elettromagnetico con elevati valori di ζ . Una nota importante riguarda le differenze riscontrabili tra i vari scenari proposti: una massa maggiore e una minor esposizione a disturbi di sorta comporta un tempo di operatività più lungo.

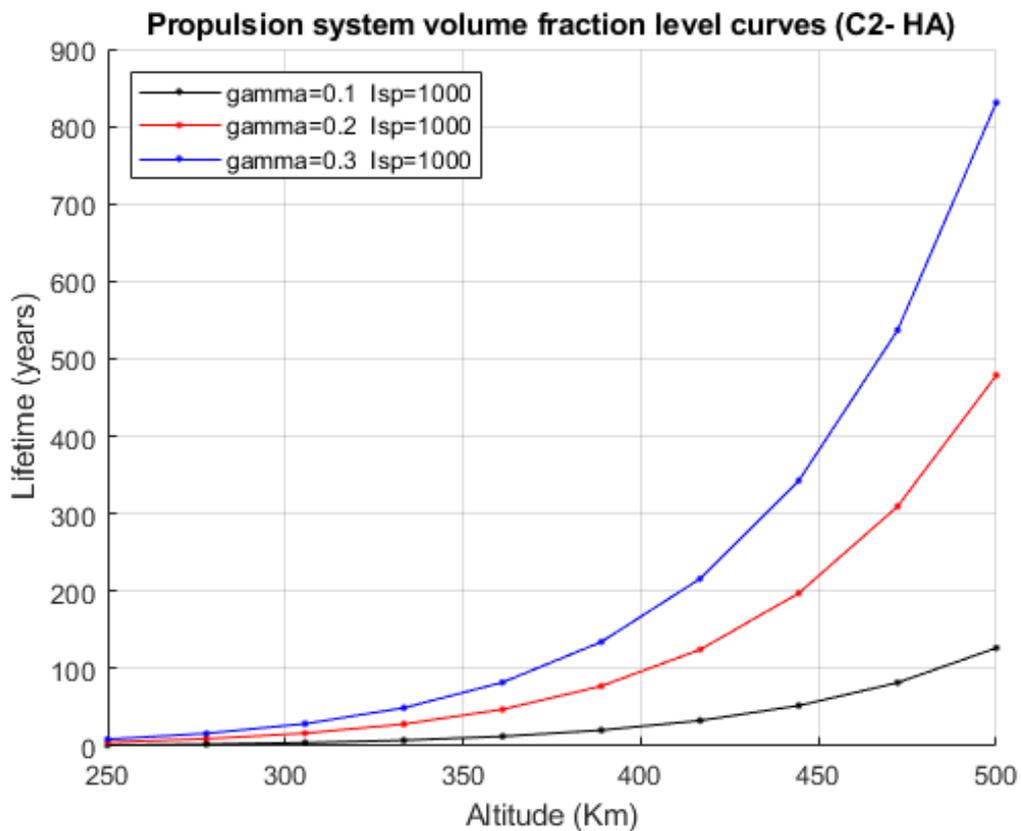
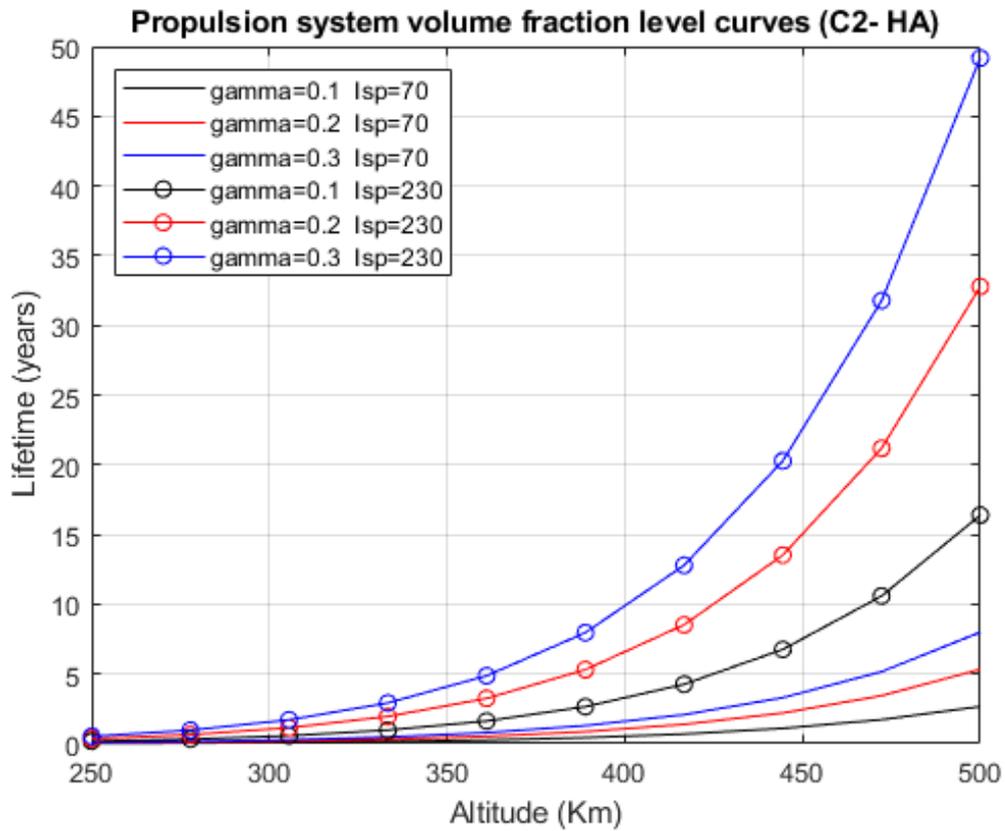
Propulsion system volume fraction level curves (C1- HA)

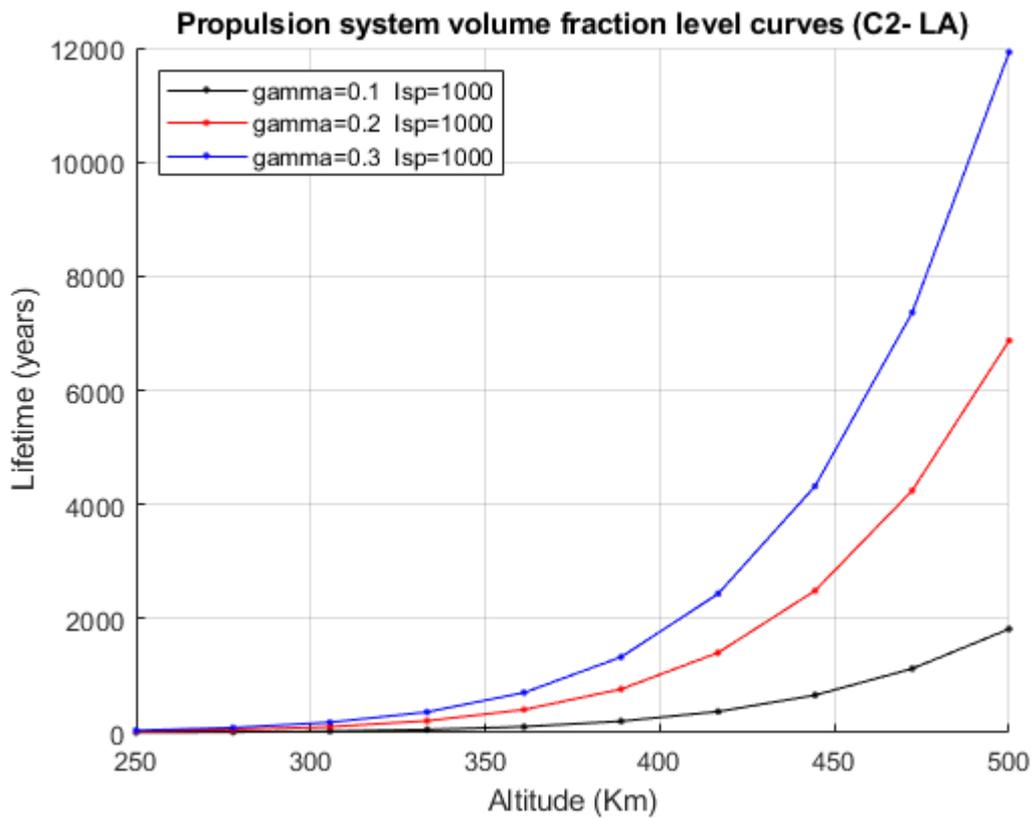
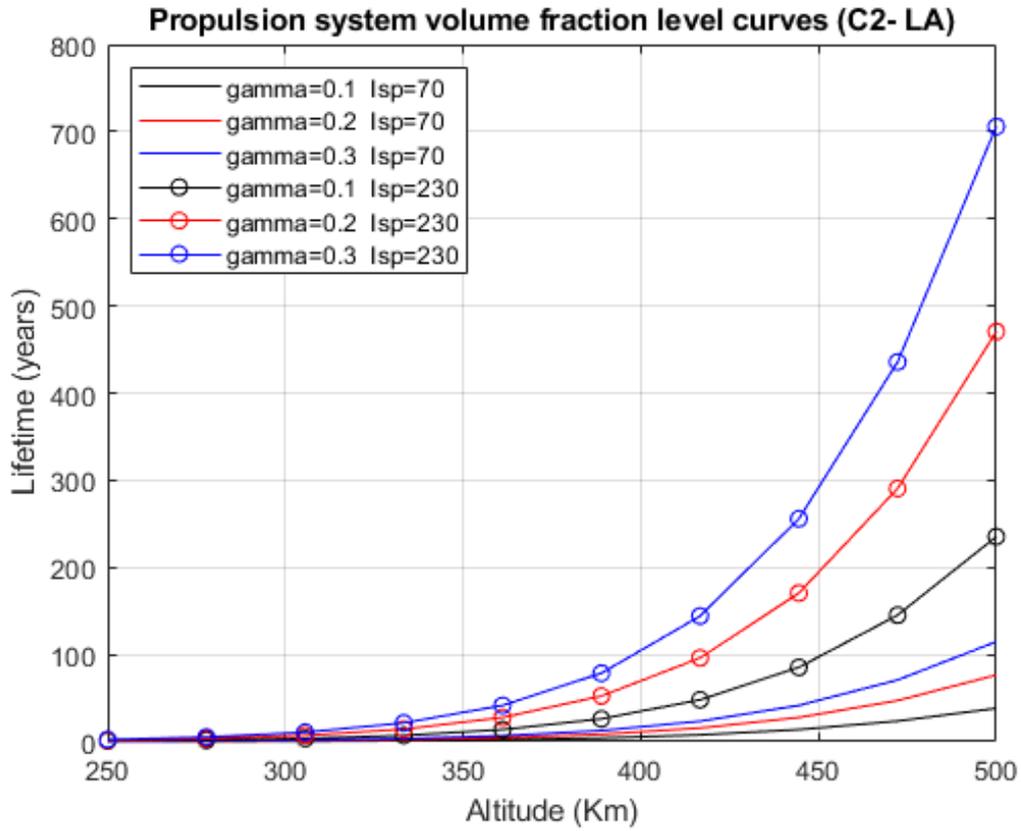


Propulsion system volume fraction level curves (C1- HA)





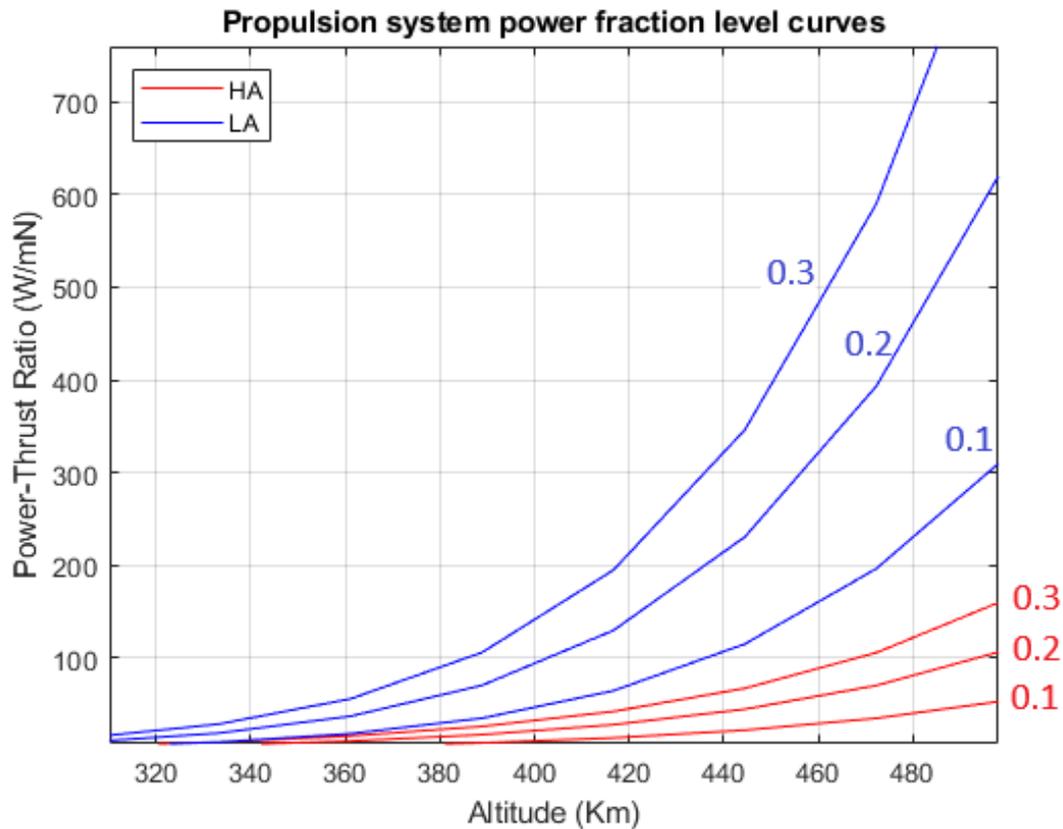




Questi diagrammi mettono in evidenza invece la relazione tra altitudine e vita operativa del satellite al variare della volume fraction γ ; le curve sono differenziate anche qui in base alla tipologia di propulsore analizzata. Per una visione più chiara e comprensibile le curve relative a $I_{sp}=1000$ s sono state riportate in un ulteriore grafico a parte. Esse sono ottenute in maniera analoga a quelli mostrati nel punto precedente, fissando valori di volume fraction γ e poi estrapolando dalle formule le grandezze di interesse fino a giungere nuovamente alla vita operativa T . Ancora una volta la variabile indipendente è la quota, che varia in uno specifico intervallo insieme ai parametri I_{sp} e γ .

$$\begin{aligned} \gamma &= V_{PS} / I^3 & V_{PS} &= V_P + V_S & V_P &= m_P / \rho_P \\ m_P &= J / (g_0 * I_{sp}) & J &= f_D * 86400 * 365 * T \end{aligned}$$

È possibile notare, analogamente al caso precedente, come ad un valore maggiore di impulso specifico corrispondano migliori prestazioni; gli endoreattori elettrostatici ed elettromagnetici quindi si mostrano anche in questa occasione come l'opzione preferibile. Le osservazioni infine confermano quanto affermato circa l'influenza di massa del satellite e perturbazioni esterne dell'ambiente.



In ultimo viene rappresentato il rapporto spinta-peso del sistema propulsivo di bordo al variare di quota e power fraction η nei due scenari ad alta e bassa attività; il diagramma viene realizzato con lo stesso metodo di quelli precedenti e le espressioni algebriche implementate sono:

$$\eta = p_s / p_a \quad \text{con} \quad p_a = \beta * p \quad \quad p_s = k * f_D$$

Nel grafico si ha l'ennesima evidenza di quanto i disturbi dell'ambiente operativo possano influire sui risultati dell'analisi e viene confermato che minori perturbazioni (LA) garantiscono un funzionamento migliore del propulsore. [\[1\]](#)

Capitolo 4

Missione interplanetaria ad alto ΔV

Oltre alla missione spaziale appena illustrata, che proponeva lo studio di manovre di station keeping limitate all'orbita bassa terrestre, è interessante valutare il comportamento dei motori presentati in questa trattazione anche all'interno di contesti differenti e generici. L'esempio riportato in seguito prevede l'analisi di una missione collocata nello spazio aperto in cui il satellite compie una manovra di trasferta classica con un determinato valore di ΔV tramite un funzionamento ad impulsi, ovvero un cambiamento pressoché istantaneo della velocità dovuto all'azione dei thrusters (l'ipotesi di manovre impulsive viene introdotta sia per semplicità di studio sia per una maggiore correttezza nei calcoli). Analogamente a quanto esposto in precedenza l'obiettivo è mettere a confronto varie tipologie di propulsori spaziali valutando le scelte ottimali all'interno di un catalogo di possibili soluzioni, in particolare in termini di efficienza propulsiva e consumo di massa di propellente.

Le manovre di tipo impulsivo vengono generalmente eseguite per realizzare spostamenti lungo la traiettoria di percorrenza del satellite o per passare ad un'orbita posta ad altezza differente rispetto a quella di partenza; esse possono essere effettuate in senso radiale o tangenziale, come mostrato dalle seguenti immagini:

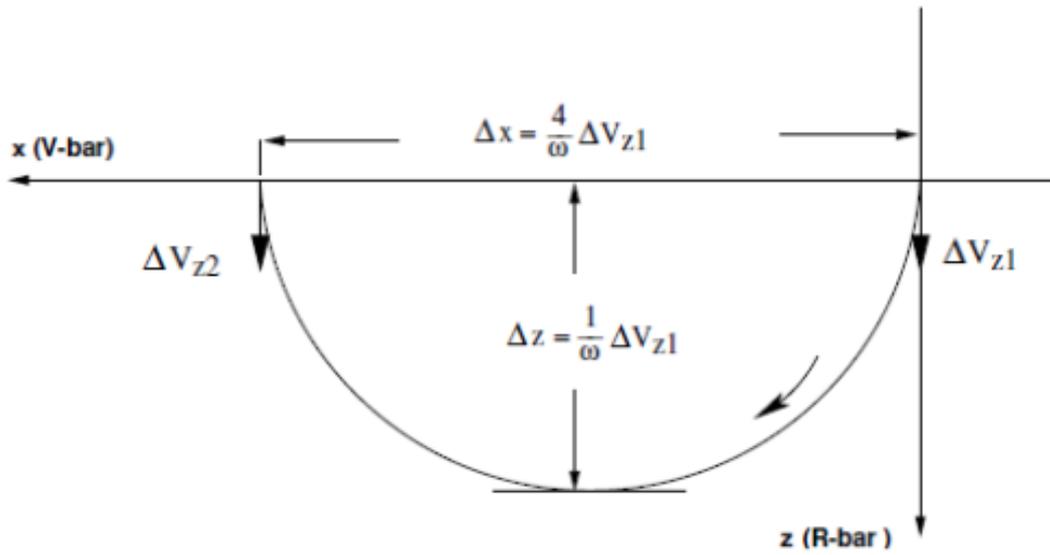


Figura 35 - Manovra di trasferimento radiale a due impulsi [6]

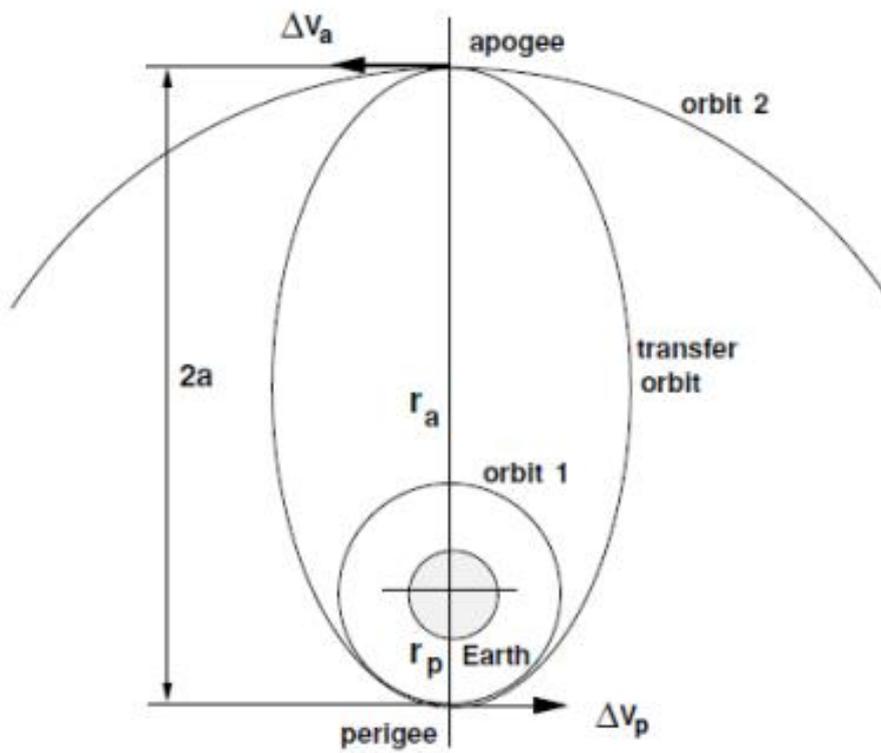


Figura 36 - Manovra di trasferimento tangenziale a due impulsi (Hohmann) [6]

La Figura 36 in particolare indica una delle manovre orbitali più comunemente utilizzate, ovvero la trasferta di Hohmann. Essa consiste in uno spostamento tra due orbite concentriche diverse ottenuto tramite due impulsi ΔV di uguale intensità in direzioni opposte ed è particolarmente degna di nota in quanto rappresenta il metodo di trasferimento a due impulsi più efficiente dal punto di vista energetico. La missione interplanetaria proposta può essere paragonata con buona approssimazione alla fase intermedia della trasferta di Hohmann, in cui il satellite si sposta verso l'orbita di arrivo mediante un apposito impulso caratterizzato da un preciso valore di ΔV .

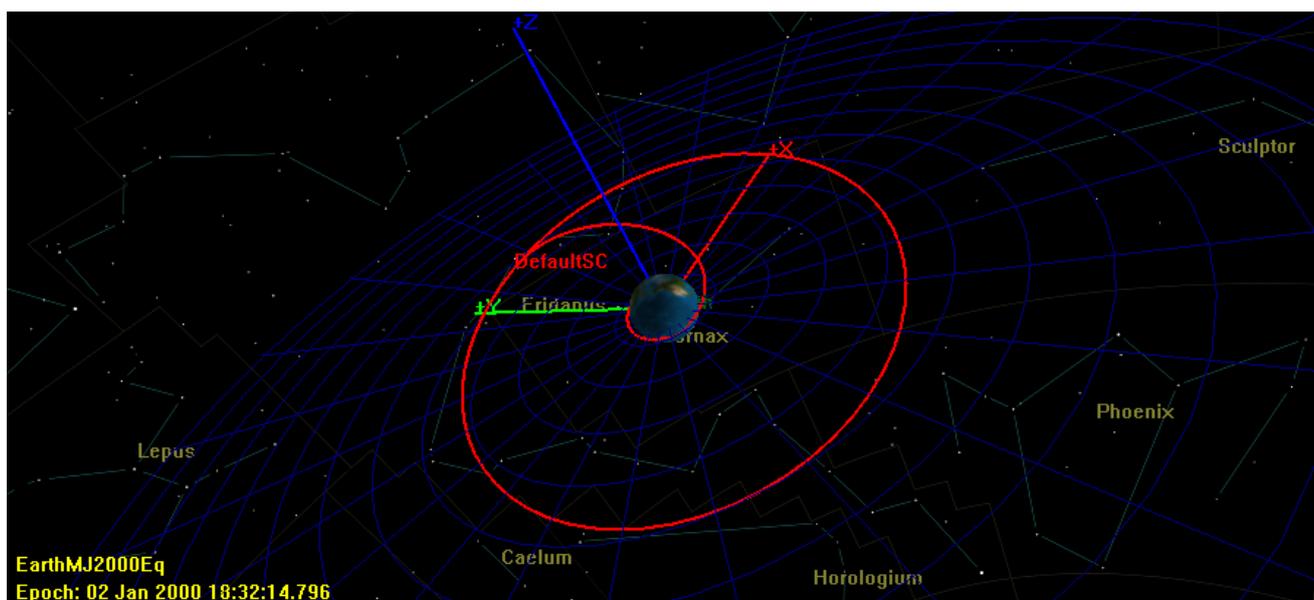


Figura 37 - Trasferta di Hohmann realizzata con il software GMAT

Le famiglie di propulsori coinvolte nell'analisi di missione sono le stesse proposte per il caso precedente di station keeping:

- Cold gas thrusters
- Propulsori chimici
- Propulsori elettrici (resistojets, gridded ion, electrospray, PPT)

Developer	Model	Propellant	I_{sp} , s	Nominal thrust, mN	Nominal power, W	Predicted life, h	TRL
GOMspace [4–7]	MEMS cold gas (flight)	Methane	50–75	1.0	2	43,800	9
VACCO [8–10]	CPOD (laboratory)	R134a	40	25.0	5	— —	6

Figura 38 - Tabella dati CGT per missione interplanetaria [2]

Developer	Model	Propellant	Nominal propellant tank operating pressure, bar	Non-tank dry mass for first unit, kg	Non-tank dry mass for n th unit, kg	I_{sp} , s	Minimum impulse bit, mN · s	Nominal thrust, mN	Valve power, W	Predicted life, s	TRL
ECAPS [4]	1 N HPGP (flight)	LMP-103S	— —	— —	— —	204–235	— —	250–1000	— —	— —	8
Busek [4]	BGT-X5 (laboratory)	AF-M315E	27.58	0.12	0.12	220	50	500	20	— —	5
Aerojet Rocketdyne [11,12]	MR-103D (flight)	Hydrazine	5.9–23.4	— —	— —	209–224	27	220–1020	8.25	— —	9
Aerojet Rocketdyne [11,12]	MR-106E (flight)	Hydrazine	4.5–12.4	— —	— —	229–235	460	11,600–30,700	25.3	— —	9
Moog ^a	MONARC-1 (flight)	Hydrazine	18.96	0.376	0.376	227.5	2.6	1000	18	200,000 (115 lbm)	9

Figura 39 - Tabella dati propulsori chimici per missione interplanetaria [2]

Developer	Model	Type	Propellant	Advertised efficiency, %	I_{sp} , s	Minimum impulse bit, mN · s	Nominal thrust, mN	Nominal power, W	Predicted life, s	TRL
Accion Systems [13]	TILE-V1 (flight)	Electrospray	Ionic liquid	—	1500	<0.015	1.8	25	—	5
Accion Systems [4,14]	MAX-1 (laboratory)	Electrospray	Ionic liquid	60	2000	0.01	0.12	1.6	—	5
Aerojet Rocketdyne [15]	PRS-101 (flight)	PPT	Solid Teflon	>80	1350	—	1.2	100	—	9
ArianeGroup [16]	RIT- μ X (laboratory)	Gridded ion	Xe	—	300–3000	—	0.05–0.5	<50	>20,000	5
ArianeGroup [16]	RIT 10 EVO (laboratory)	Gridded ion	Xe	—	>1900	—	5.0	145	>20,000	—
EADS Astrium[17]	μ NRIT-2.5 (laboratory)	Gridded ion	Xe	15–50	363–2861	—	0.5	13–34	—	—
Busek [18]	BIT-3 (laboratory)	Gridded ion	Xe	25	2000	—	1.1	75	20,000	65
Busek [2,20]	BmP-220 (flight)	PPT	Solid Teflon	—	536	0.02	—	1.5–7.5	—	58
Busek [19,21]	BET-1mN (laboratory)	Electrospray	Ionic liquid	31	800	—	0.7	15	—	5
Busek [20]	BET-3100-P (laboratory)	Electrospray	Ionic liquid	—	1000–1800	—	0.005–0.01	5.5	—	6
Busek [22]	Micro-Resistojet (laboratory)	Resistojet	Ammonia	—	150	—	2–10	3–15	—	5
VACCO[23]	PUC (laboratory)	Resistojet	SO ₂	50	47–70	1.0	4.5–5.5	15	—	6
Mars Space [24]	PPTCUP (flight)	PPT	Solid Teflon	4.8–5.7	600	0.04	0.04	2	—	8
MIT [4,21,25]	S-iEPS (laboratory)	Electrospray	Ionic liquid	71	1160	—	0.074	1.5	—	6

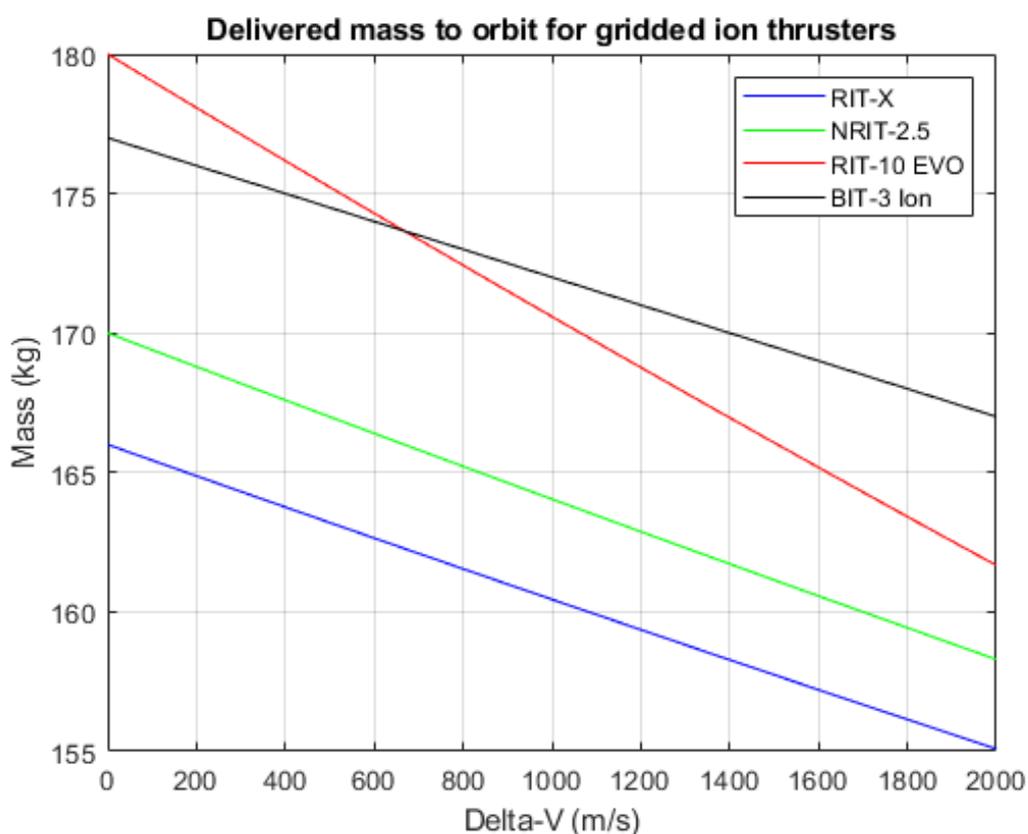
Figura 40 - Tabella dati propulsori elettrici per missione interplanetaria [2]

Si intende analizzare il funzionamento dei vari endoreattori all'interno della situazione menzionata ipotizzando un intervallo di variazione della velocità pari a 2000 m/s e andando a diagrammare i consumi di massa di propellente per ciascuna specie in funzione del suddetto gradiente di velocità ΔV . I calcoli relativi a tale concetto e le curve derivanti, le quali saranno ottenute ancora una volta utilizzando Matlab, si basano sulla cosiddetta **equazione di Tsiolkovsky** (comunemente conosciuta come "equazione del razzo"):

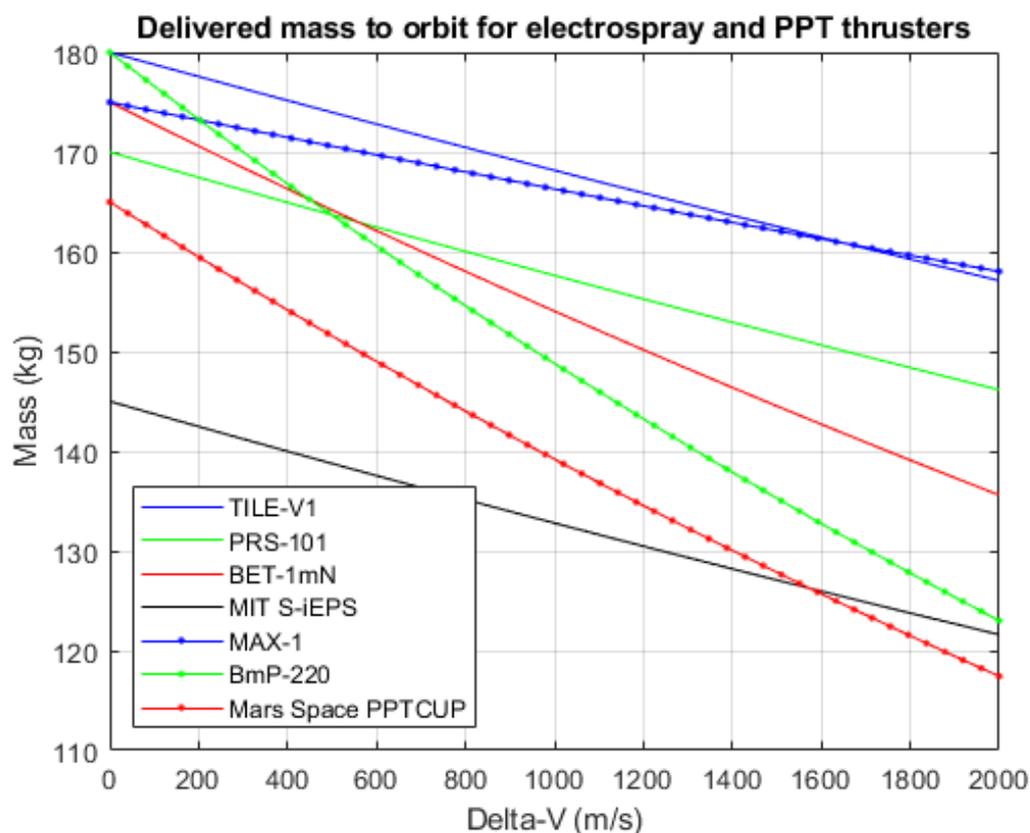
$$\Delta V = -c \log \frac{m_F}{m_0} \quad (3)$$

Viene fissato un valore di massa iniziale m_0 pari a 180 kg di propellente; valutare la quantità di massa finale residua tramite manipolazione della formula riportata permette di dedurre, oltre al consumo effettivo, quali motori consentono di massimizzare la massa di payload trasportabile in orbita. I diagrammi relativi al consumo di propellente delle varie specie propulsive sono ottenibili semplicemente a partire dall'equazione (3) esplicitando la massa finale rimanente al termine della manovra impulsiva e andando poi a rappresentare il tutto in funzione del gradiente di velocità. Dati utili allo svolgimento dei calcoli, quali i valori di impulso specifico da cui poi ottenere la velocità di uscita del flusso c , sono ricavabili dalle tabelle nelle Figure 38, 39 e 40.

$$\Delta V = -c * \ln (m_F / m_0) \quad \rightarrow \quad m_F = m_0 * \exp (- \Delta V / c)$$

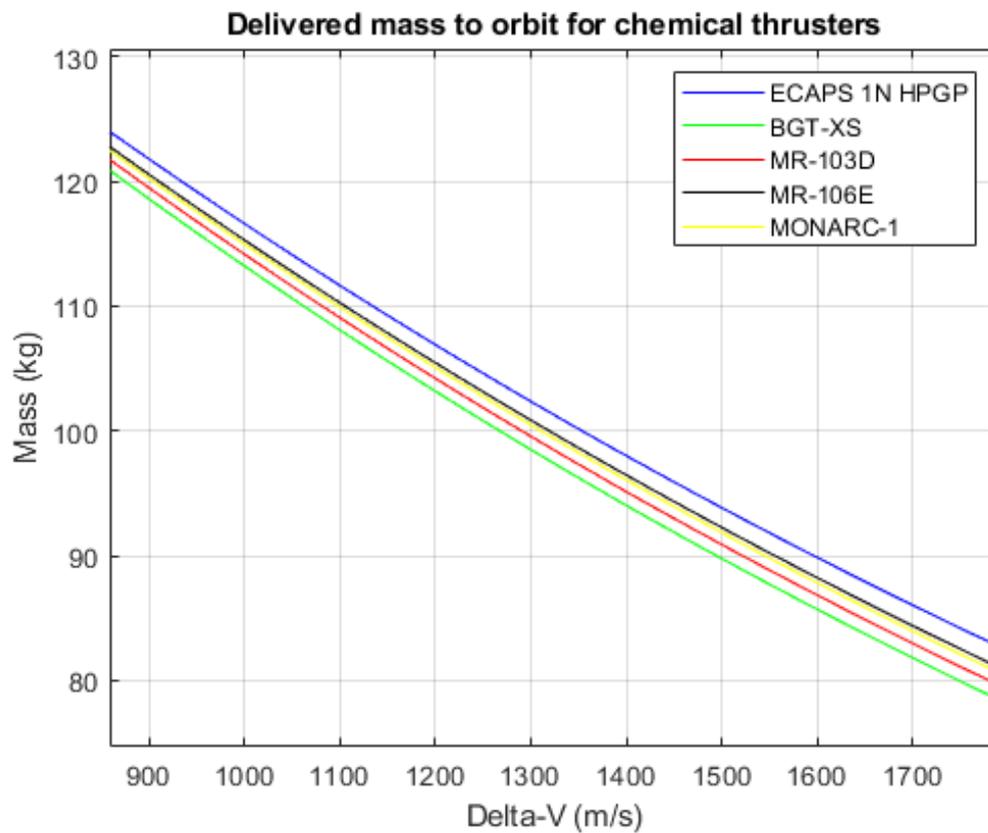


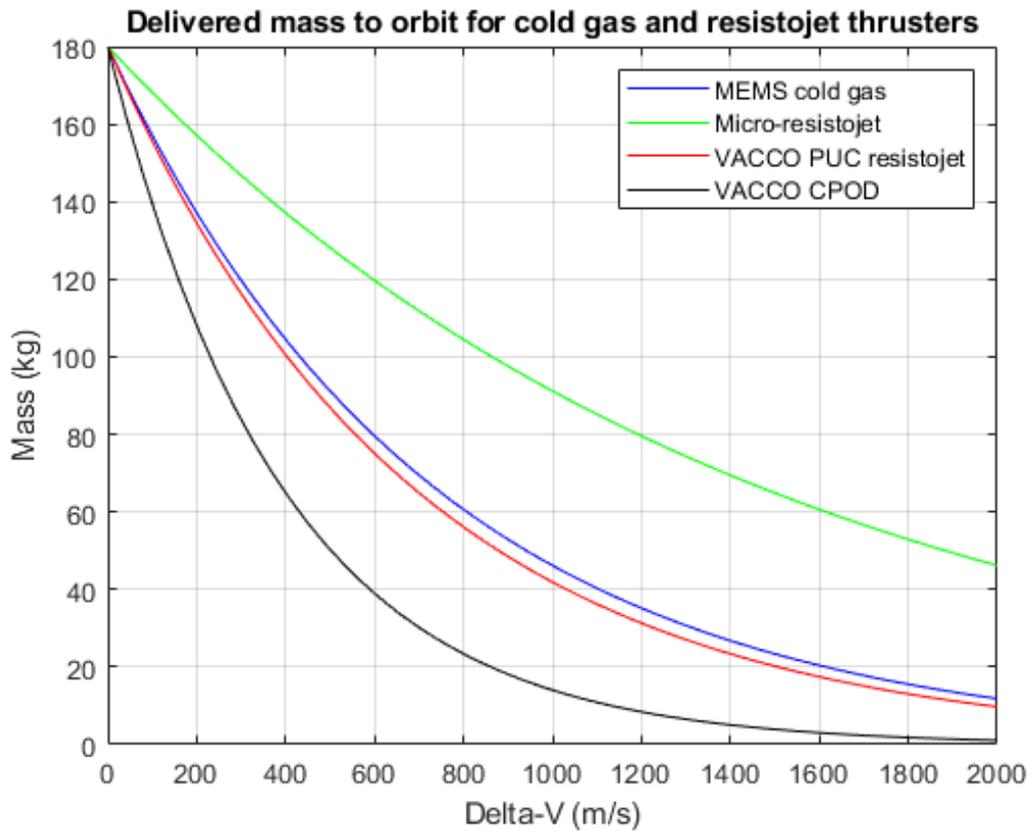
Il grafico appena mostrato mette a confronto dispositivi di propulsione elettrica di tipo gridded ion e mostra come il BIT-3 Ion vanti una massa finale numericamente superiore a quella degli altri competitor, il che lo rende l'alternativa migliore in termini di consumi e capacità di trasporto di materiale in orbita.



Allo stesso modo è possibile manipolare nuovamente la formula di Tsiolkovsky e valutare le prestazioni di alcuni thrusters di tipo electropray e PPT. Dai risultati ottenuti si evince che il TILE-V1 e il MAX-1 sono quelli più convenienti ai fini della trattazione svolta.

Da qui procedendo in maniera del tutto analoga è possibile ricavare altri diagrammi massa – ΔV relativi alle categorie dei propulsori chimici, cold gas e resistojets:





Visionando i grafici prodotti appare evidente come l'ECAPS 1N HPGP e il Micro-resistojet siano superiori agli altri dispositivi e quindi preferibili nel contesto operativo della missione descritta. [\[2\]](#)

Capitolo 5

Analisi e discussione dei risultati

Alla luce di quanto riportato nei paragrafi precedenti è possibile trarre conclusioni circa il confronto proposto in questa trattazione tra le varie categorie di propulsori aerospaziali, deducendo quali di loro risultano più idonei in base al tipo di utilizzo.

Dalla missione di station keeping in orbita bassa è evidente che, visualizzando i numerosi grafici prodotti con Matlab, gli endoreattori di tipo elettrostatico ed elettromagnetico abbiano prestazioni migliori e siano pertanto preferibili dato che permettono di raggiungere valori più elevati di vita operativa. Ciò appare molto semplice da constatare a partire dal posizionamento delle rispettive curve sui diagrammi altitude-lifetime, che sono poste più in alto rispetto alle altre. Lo studio dimostra come gli endoreattori elettrici possano presentarsi come più convenienti, in determinate condizioni, per le manovre orbitali in VLEO; i risultati inoltre spiegano la crescente domanda di produzione di questi propulsori in epoca recente anche per missioni in orbita bassa che precedentemente facevano uso esclusivamente di tipologie differenti quali thrusters a combustione chimica e CGT. Ciononostante, bisogna tenere conto del fatto che gli endoreattori elettrici sono più costosi e complessi in termini di realizzazione e funzionamento, il che li rende meno affidabili rispetto ai più semplici, longevi e collaudati modelli a combustione chimica e gas inerti. Inoltre, come specificato in precedenza, i propulsori elettrici forniscono una spinta molto bassa e difficilmente regolabile e ciò può

penalizzare fortemente il loro impiego in un ambiente simile a quello tipico della bassa orbita terrestre, in quanto non riuscirebbero a contrastare efficacemente le forze presenti. È importante specificare che il lavoro svolto prevede una serie di ipotesi iniziali e semplificazioni per delineare i disturbi e le influenze esterne caratteristiche dell'ambiente operativo riducendone sensibilmente la complessità; ne consegue che le analisi risultanti siano per certi versi approssimate e non rispecchino fedelmente la situazione reale. Per giunta il modello NRLMSISE-00 utilizzato per calcolare la densità a partire dai parametri F10.7 e A_p fornisce numeri molto variabili a seconda di latitudine, longitudine e periodo dell'anno in cui si effettua la misurazione, per cui i valori finali ottenuti potrebbero presentare alcune imprecisioni o sottostime. [1]

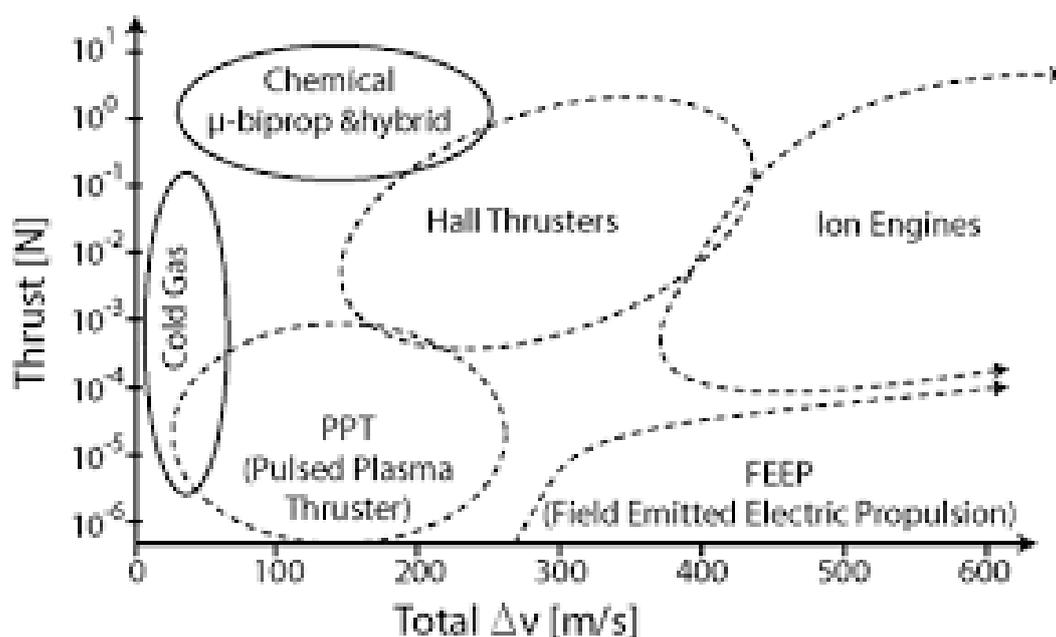


Figura 41 - Livelli di spinta dei vari propulsori a confronto

L'analisi svolta sulla missione interplanetaria con ΔV fissato consente di selezionare, tra quelli proposti, il motore che meglio risponde alle esigenze di progetto, andando a minimizzare il consumo di propellente e assicurando maggior efficienza. Affiancando i grafici relativi a tutte le categorie si può notare come i propulsori CGT e chimici raggiungano valori di massa finale decisamente inferiori rispetto ai thrusters elettrici; questi ultimi invece, come è noto dalla letteratura, consumano meno e consentono pertanto di disporre di un maggior quantitativo di payload da poter collocare in orbita. Anche in questo caso quindi i propulsori elettrici si dimostrano la scelta migliore, non solo per quanto emerge dai diagrammi ma anche per via dell'assenza di problematiche legate alle influenze esterne; i disturbi tipici dell'ambiente spaziale infatti risultano in tale frangente più contenuti dato che il satellite si trova lontano dalla sfera d'azione gravitazionale e magnetica dei corpi celesti. Ad ogni modo, sebbene i bassi livelli di spinta dei thrusters elettrici non rappresentino uno svantaggio nello spazio aperto, occorre sempre valutare nel dettaglio il tipo di missione che si ha davanti per effettuare la scelta più adeguata. Solitamente, infatti, per trasferte di lunga durata nello spazio interstellare risulta conveniente ricorrere a propulsori ad alta energia quali i thrusters elettrostatici o elettromagnetici, mentre per missioni più complesse e accurate (come ad esempio rendez-vous orbitale, station keeping, inserzione in un'orbita specifica etc.) è preferibile adoperare soluzioni più piccole e con spinta ridotta, precisa e controllabile. Un esempio sono i nanoFEEP thrusters, strumenti di estrema precisione ideali per il controllo di manovra sia in prossimità della Terra sia nello spazio aperto che stanno prendendo sempre più piede nel panorama aerospaziale moderno. [\[2\]](#)

Capitolo 6

Conclusioni

La trattazione svolta ha dimostrato che la scelta del miglior tipo di propulsore per un satellite di piccole dimensioni non è attuabile a priori, bensì è fortemente condizionata dalle caratteristiche operative della missione. In generale strumenti di dimensioni ridotte, semplici e con spinta ridotta e regolabile quali i CGT e i PPT sono particolarmente usati per azioni di precisione come il controllo d'assetto, mentre per manovre più blande o con requisiti di ΔV più alti è necessario ricorrere a soluzioni differenti quali gli endoreattori chimici. D'altro canto, i propulsori elettrostatici ed elettromagnetici risultano davvero convenienti solo in caso di manovre di lunga durata su grandi distanze, che richiedono energie decisamente più elevate (ad esempio le grandi trasferte interplanetarie). In ogni caso i due esempi di missione elencati mettono in evidenza il fatto che la propulsione elettrica costituisce la nuova frontiera dell'industria spaziale, poiché i dispositivi appartenenti a tale categoria sono i candidati più promettenti per future missioni di lunga durata ad alto ΔV . Alcune sottocategorie quali i nanoFEEP thrusters, inoltre, operano in maniera più che soddisfacente anche nell'ambiente a bassa quota, offrendo numerosi vantaggi i termini di ingombro, peso e accuratezza della spinta fornita. Infine, è doveroso far presente che, oltre alla classica integrazione a bordo di satelliti e sonde, i propulsori elettrici ad alta energia sono in prima linea tra le opzioni vagliate riguardo eventuali missioni spaziali con equipaggio umano da effettuare nei prossimi decenni (insieme ai prototipi di motori a propulsione nucleare), il che contribuisce ad incrementare ulteriormente la rilevanza che questi motori stanno

assumendo nel panorama dell'ingegneria aerospaziale dei nostri giorni.

[\[1\]](#) [\[2\]](#) [\[3\]](#)

Bibliografia e sitografia

- 1) Matteo Leomanni, Andrea Garulli, Antonio Giannitrapani, Fabrizio Scortecci, “**Propulsion options for very low Earth orbit microsatellites**”, Acta Astronautica 133 (2017) 444 - 454

- 2) Sara Miller, Mitchell L. R. Walker, Jack Agolli, John Dankanich, “**Survey and Performance Evaluation of Small-Satellite Propulsion Technologies**”, Journal of Spacecraft and Rockets Vol.58, N.1, Jan-Feb 2021

- 3) Prof. Lorenzo Casalino, “**Space Propulsion**”, appunti dal corso di Propulsione Spaziale, Politecnico di Torino, 2020-2021

- 4) Cornelisse J.W., Schöyer H.F.R., Wakker K.F., “**Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics**”, Pitman, London, 1979

- 5) Jahn R.G., “**Physics of Electric Propulsion**”, McGraw-Hill, New York, 1968

- 6) Prof. Elisa Capello, “**Rendezvous and Docking Maneuvers**”, appunti dal corso di Dinamica e Controllo di Veicoli Spaziali, Politecnico di Torino, 2020-2021

- 7) Prof. Sabrina Corpino, “**Space environment and effects on spacecrafts and humans**”, appunti dal corso di Sistemi Aerospaziali, Politecnico di Torino, 2019-2020

- 8) Prof. Dario Giuseppe Pastrone, “**Endoreattori – Introduzione e fondamenti**”, appunti dal corso di Endoreattori, Politecnico di Torino, 2018-2019

- 9) George P. Sutton, Oscar Biblarz, “**Rocket Propulsion Elements**”, John Wiley & Sons Inc., 2017

- 10) **NRLMSISE-00 Atmosphere Model**, Community Coordinated Modeling Center,
<https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/nrlmsise00.php>

APPENDICE

A. Calcolo della velocità del flusso d'uscita nei propulsori elettrotermici a resistenza

La formula seguente esprime la relazione che lega la velocità di uscita del flusso con la temperatura in camera T_c e le proprietà chimiche del propellente γ e M in un propulsore elettrico di tipo resistojet:

$$U_e = \sqrt{2 h_c} = \sqrt{2 C_p T_c} = \sqrt{\frac{2 \gamma R^* T_c}{(\gamma - 1) M}} \quad (4)$$

È facile constatare come la velocità di uscita U_e aumenti al crescere della temperatura in camera; inoltre, se T_c è costante si nota che U_e aumenta al diminuire della massa molecolare M . Ciò ribadisce quanto scritto in precedenza, ovvero che per massimizzare U_e e quindi l'impulso specifico è opportuno utilizzare propellenti con basso peso molecolare (le scelte ricadono principalmente su idrogeno, ammoniaca o idrazina). [\[3\]](#)

B. Velocità di spostamento degli ioni e rendimento ideale di un propulsore a ioni

Come già anticipato la velocità di uscita degli ioni all'interno di un

propulsore elettrostatico dipende dal potenziale elettrico applicato; tale relazione è rappresentata dalla seguente formula:

$$U_+ = \sqrt{\frac{2 q V_N}{m_+}} \quad (5)$$

Gli ioni vengono accelerati dalla forza di Coulomb $F = q \cdot E$ e si muoveranno con una certa portata; infine, la spinta complessiva sarà data dal prodotto tra portata di particelle e velocità di uscita.

Un parametro molto rilevante nel processo di ionizzazione ed estrazione delle particelle è il costo di produzione degli ioni ϵ_B , un tipo di perdita che fissa un limite al rendimento ottenibile. È necessario minimizzare ϵ_B affinché la procedura abbia un risultato soddisfacente. [\[3\]](#)

$$\eta_{ideale} = \frac{\frac{1}{2} m_+ U_+^2}{\frac{1}{2} m_+ U_+^2 + \epsilon_B} = \frac{1}{1 + \frac{2 \epsilon_B}{m_+ U_+^2}} \quad (6)$$

C. Calcolo dei contributi di spinta in un propulsore elettromagnetico MPD

La spinta complessiva generata da un MPD thruster è data dalla somma algebrica di due contributi (pumping e blowing) qui riportati.

$$F_{B \text{ rad}} = J_z B_\theta ; \quad F_{B \text{ tan}} = J_r B_\theta \quad (7)$$

In seguito, è possibile delineare le due espressioni della spinta e infine l'effetto risultante, dato dalla già citata formula di Maecker:

$$T_B = \frac{\mu J^2}{4 \pi} \log \frac{r_a}{r_c} ; \quad T_P = \frac{3 \mu J^2}{16 \pi} \quad (8)$$

$$T_{tot} = T_B + T_P = \frac{\mu J^2}{4 \pi} \left(\log \frac{r_a}{r_c} + \frac{3}{4} \right) \quad (9)$$

La formula dimostra la dipendenza diretta della spinta totale T_{TOT} dalla corrente elettrica J e dalla geometria strutturale del motore (rapporto r_a / r_c). [\[3\]](#)

D. Potenza elettrica generata da un pannello solare

L'efficacia di un pannello solare nella sua funzione di sostentamento energetico è dettata da numerosi parametri e viene espressa dalla seguente formula:

$$P = \eta A \cos \theta \frac{\Phi}{r^2} \quad (10)$$

La potenza è direttamente proporzionale al rendimento di conversione η (che in base ai materiali impiegati si aggira intorno al 30-40%), al flusso di radiazione solare ϕ , alla superficie assorbente del pannello A e all'angolo di incidenza del fascio di fotoni θ mentre è inversamente proporzionale al quadrato della distanza r ; essa è massima, dunque, quando il flusso è perpendicolare e arriva da una distanza ridotta. [3]

E. Codice Matlab per la realizzazione del grafico della resistenza aerodinamica f_D – missione VLEO

Di seguito è riportato il codice Matlab utilizzato per riprodurre il grafico in Figura 29:

```
clear
close all
clc

m1=100; % [kg]
m2=10; % [kg]
l1=0.65; % side length 1 [m]
l2=0.25; % side length 2 [m]
Cd=2.2; % coefficiente di resistenza
mu=398600; % parametro gravitazionale [km^3/s^2]
R=6378.4; % raggio terrestre [km]
z=linspace(250,500,10); % [km]
Isp_1=70; % [s] impulso specifico medio tipico di resistojets/cold gas thrusters
Isp_2=230; % [s] impulso specifico medio tipico di liquid monopropellant thrusters
Isp_3=1000; % [s] impulso specifico medio tipico di electrostatic/electromagnetic thrusters
```

```

v=zeros(1,length(z)); % [km/s] velocità tangenziale
Fd_1_1=zeros(1,length(z)); % [mN] resistenza atmosferica
Fd_2_1=zeros(1,length(z));
Fd_1_2=zeros(1,length(z));
Fd_2_2=zeros(1,length(z));
a=zeros(1,length(z)); % [km] semiasse dell'orbita

F1=220; % high solar flux      1 = HA    2 = LA
Ap1=40; % high geomagnetic index
F2=75; % low solar flux
Ap2=5; % low geomagnetic index
rho_1=[6.133e-14;3.340e-14;1.898e-14;1.114e-14;6.710e-15;4.124e-15;2.577e-15;1.632e-15;1.046e-15;6.786e-16;4.452e-16];
rho_2=[3.271e-14;1.533e-14;7.493e-15;3.784e-15;1.963e-15;1.045e-15;5.717e-16;3.235e-16;1.907e-16;1.182e-16;7.745e-17];
rho_1=rho_1*1000; % [kg/m^3]
rho_2=rho_2*1000; % [kg/m^3]
for i=1:length(z)
    v(i)=sqrt(mu./(R+z(i))); % [km/s]
    a(i)=R+z(i); % [km]
    Fd_1_1(i)=((Cd/2)*(l1^2)*(v(i).^2)*(rho_1(i))*1e9)*1.8; % l1,F1,Ap1 C1-HA [mN]
    Fd_2_1(i)=((Cd/2)*(l2^2)*(v(i).^2)*(rho_1(i))*1e9)*2.5; % l2,F1,Ap1 C2-HA [mN]
    Fd_1_2(i)=(Cd/2)*(l1^2)*(v(i).^2)*(rho_2(i))*1e9; % l1,F2,Ap2 C1-LA [mN]
    Fd_2_2(i)=(Cd/2)*(l2^2)*(v(i).^2)*(rho_2(i))*1e9; % l2,F2,Ap2 C2-LA [mN]

    T_2_3(i)=J_2_3./(Fd_1_1(i)*1e-3*86400*365);
    T_3_3(i)=J_3_3./(Fd_1_1(i)*1e-3*86400*365);
end
figure(1)
semilogy(z,Fd_1_1,'r')
hold on
grid on
semilogy(z,Fd_2_1,'b')
semilogy(z,Fd_1_2,'g')
semilogy(z,Fd_2_2,'k')
xlabel('Altitude (Km)')
ylabel('Drag force magnitude (mN)')
legend('C1-HA','C2-HA','C1-LA','C2-LA')
title('Variation of drag force magnitude as function of altitude')

```

F. Codice Matlab per la realizzazione del grafico del tempo di decadimento del satellite – missione VLEO

Qui è riportato il codice Matlab utilizzato per riprodurre il grafico in Figura 30:

```
a_dot1_1=zeros(1,length(z));
a_dot2_1=zeros(1,length(z));
a_dot1_2=zeros(1,length(z));
a_dot2_2=zeros(1,length(z));
t_1_1=zeros(1,length(z)); % [years] decay time
t_2_1=zeros(1,length(z));
t_1_2=zeros(1,length(z));
t_2_2=zeros(1,length(z));

for i=1:length(z)
    v(i)=sqrt(mu./(R+z(i))); % [km/s]
    a(i)=R+z(i); % [km]
    Fd_1_1(i)=((Cd/2)*(l1^2)*(v(i).^2)*(rho_1(i))*1e9)*1.8; % l1,F1,Ap1 C1-HA [mN]
    Fd_2_1(i)=((Cd/2)*(l2^2)*(v(i).^2)*(rho_1(i))*1e9)*2.5; % l2,F1,Ap1 C2-HA [mN]
    Fd_1_2(i)=(Cd/2)*(l1^2)*(v(i).^2)*(rho_2(i))*1e9; % l1,F2,Ap2 C1-LA [mN]
    Fd_2_2(i)=(Cd/2)*(l2^2)*(v(i).^2)*(rho_2(i))*1e9; % l2,F2,Ap2 C2-LA [mN]
    a_dot1_1(i)=-2*sqrt((a(i).^3)/mu)*(Fd_1_1(i)/m1)*1e-3; % m1,F1,Ap1 C1-HA % [N*s/kg]
    a_dot2_1(i)=-2*sqrt((a(i).^3)/mu)*(Fd_2_1(i)/m2)*1e-3; % m2,F1,Ap1 C2-HA
    a_dot1_2(i)=-2*sqrt((a(i).^3)/mu)*(Fd_1_2(i)/m1)*1e-3; % m1,F2,Ap2 C1-LA
    a_dot2_2(i)=-2*sqrt((a(i).^3)/mu)*(Fd_2_2(i)/m2)*1e-3; % m2,F2,Ap2 C2-LA
    t_1_1(i)=(-a(i)./a_dot1_1(i))*5.2*3.17e-8; % [years]
    t_1_2(i)=(-a(i)./a_dot1_2(i))*5.2*3.17e-8;
    t_2_1(i)=(-a(i)./a_dot2_1(i))*5.2*3.17e-8;
    t_2_2(i)=(-a(i)./a_dot2_2(i))*5.2*3.17e-8;
```

```
figure(2)
plot(z,t_1_1,'r')
hold on
grid on
plot(z,t_2_1,'o-r')
plot(z,t_1_2,'b')
plot(z,t_2_2,'o-b')
xlabel('Altitude (Km)')
ylabel('Decay time (years)')
legend('C1-HA','C2-HA','C1-LA','C2-LA')
title('Satellite decay time as function of altitude')
```

G. Codice Matlab per la realizzazione dei grafici altitude-lifetime al variare di impulso specifico e mass fraction – missione VLEO

Di seguito è riportato il codice Matlab utilizzato per i grafici della vita operativa del satellite in funzione della quota mostrati a pag.56 e 57:

```
clear
close all
clc
% configurazione C1
m1=100; % [kg]
l1=0.65; % side length 1 [m]
Cd=2.2;
mu=398600; % parametro gravitazionale [km^3/s^2]
R=6378.4; % raggio terrestre [km]
z=linspace(250,500,10); % [km]
Isp_1=70; % [s] impulso specifico medio tipico di resistojets/cold gas thrusters
Isp_2=230; % [s] impulso specifico medio tipico di liquid monopropellant thrusters
Isp_3=1000; % [s] impulso specifico medio tipico di electrostatic/electromagnetic thrusters
zeta_1=0.2; % mass fraction
zeta_2=0.3;
zeta_3=0.4;
m_ps_1=zeta_1*m1; % [kg] propulsion system wet mass
m_ps_2=zeta_2*m1;
m_ps_3=zeta_3*m1;
m_p_1=(m_ps_1-1)/1.15; % CGT/resistojets con zeta=0.2
m_p_2=(m_ps_2-1)/1.15; % CGT/resistojets con zeta=0.3
m_p_3=(m_ps_3-1)/1.15; % CGT/resistojets con zeta=0.4
m_p_4=(m_ps_1-2)/1.15; % liquid monopropellant con zeta=0.2
```

```

m_p_5=(m_ps_2-2)/1.15; % liquid monopropellant con zeta=0.3
m_p_6=(m_ps_3-2)/1.15; % liquid monopropellant con zeta=0.4
m_p_7=(m_ps_1-10)/1.3; % HET/RF con zeta=0.2
m_p_8=(m_ps_2-10)/1.3; % HET/RF con zeta=0.3
m_p_9=(m_ps_3-10)/1.3; % HET/RF con zeta=0.4
J_1=m_p_1*Isp_1*9.8;
J_2=m_p_2*Isp_1*9.8;
J_3=m_p_3*Isp_1*9.8;
J_4=m_p_4*Isp_2*9.8;
J_5=m_p_5*Isp_2*9.8;
J_6=m_p_6*Isp_2*9.8;
J_7=m_p_7*Isp_3*9.8;
J_8=m_p_8*Isp_3*9.8;
J_9=m_p_9*Isp_3*9.8;
v=zeros(1,length(z));
Fd_1_1=zeros(1,length(z));
Fd_1_2=zeros(1,length(z));
rho_1=[6.133e-14;3.340e-14;1.898e-14;1.114e-14;6.710e-15;4.124e-15;2.577e-15;1.632e-15;1.046e-15;6.786e-16;4.452e-16];
rho_2=[3.271e-14;1.533e-14;7.493e-15;3.784e-15;1.963e-15;1.045e-15;5.717e-16;3.235e-16;1.907e-16;1.182e-16;7.745e-17];
rho_1=rho_1*1000; % [kg/m^3]
rho_2=rho_2*1000; % [kg/m^3]

```

```

rho_1=rho_1*1000; % [kg/m^3]
rho_2=rho_2*1000; % [kg/m^3]
T_1_1=zeros(1,length(z));
T_1_2=zeros(1,length(z));
T_1_3=zeros(1,length(z));
T_2_1=zeros(1,length(z));
T_2_2=zeros(1,length(z));
T_2_3=zeros(1,length(z));
T_3_1=zeros(1,length(z));
T_3_2=zeros(1,length(z));
T_3_3=zeros(1,length(z));
for i=1:length(z)
    v(i)=sqrt(mu./(R+z(i))); % [km/s]
    Fd_1_1(i)=((Cd/2)*(l1^2)*(v(i).^2)*(rho_1(i))*1e9)*1.8; % C1-HA [mN]
    Fd_1_2(i)=(Cd/2)*(l1^2)*(v(i).^2)*(rho_2(i))*1e9; % C1-LA [mN]
    T_1_1(i)=(J_1./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7; % [years]
    T_2_1(i)=(J_2./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_3_1(i)=(J_3./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_1_2(i)=(J_4./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_2_2(i)=(J_5./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_3_2(i)=(J_6./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_1_3(i)=(J_7./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_2_3(i)=(J_8./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;

```

```

    T_3_3(i)=(J_9./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
end
figure(1)
plot(z,T_1_1,'k')
hold on
grid on
plot(z,T_2_1,'r')
plot(z,T_3_1,'g')
plot(z,T_1_2,'-ok')
plot(z,T_2_2,'-or')
plot(z,T_3_2,'-og')
plot(z,T_1_3,'.-k')
plot(z,T_2_3,'.-r')
plot(z,T_3_3,'.-g')
xlabel('Altitude (Km)')
ylabel('Lifetime (years)')
legend('zeta=0.2 Isp=70','zeta=0.3 Isp=70','zeta=0.4 Isp=70','zeta=0.2 Isp=230','zeta=0.3 Isp=230','zeta=0.4 Isp=230')
title('Propulsion system mass fraction level curves (C1- LA)')

```

```

%% configurazione C2

```

```

clear
close all
clc

m2=10; % [kg]
l2=0.25; % side length 2 [m]
Cd=2.2;
mu=398600; % parametro gravitazionale [km^3/s^2]
R=6378.4; % raggio terrestre [km]
z=linspace(250,500,10); % [km]
Isp_1=70; % [s] impulso specifico medio tipico di resistojets/cold gas thrusters
Isp_2=230; % [s] impulso specifico medio tipico di liquid monopropellant thrusters
Isp_3=1000; % [s] impulso specifico medio tipico di electrostatic/electromagnetic thrusters
zeta_1=0.2; % mass fraction
zeta_2=0.3;
zeta_3=0.4;
m_ps_1=zeta_1*m2; % [kg] propulsion system wet mass
m_ps_2=zeta_2*m2;
m_ps_3=zeta_3*m2;
m_p_1=(m_ps_1-0.5)/1.15; % CGT/resistojets con zeta=0.2
m_p_2=(m_ps_2-0.5)/1.15; % CGT/resistojets con zeta=0.3

```

```

m_p_3=(m_ps_3-0.5)/1.15; % CGT/resistojets con zeta=0.4
m_p_4=(m_ps_1-1)/1.15; % monopropellant con zeta=0.2
m_p_5=(m_ps_2-1)/1.15; % monopropellant con zeta=0.3
m_p_6=(m_ps_3-1)/1.15; % monopropellant con zeta=0.4
m_p_7=(m_ps_1-3)/1.3; % HET/RF con zeta=0.2
m_p_8=(m_ps_2-3)/1.3; % HET/RF con zeta=0.3
m_p_9=(m_ps_3-3)/1.3; % HET/RF con zeta=0.4
J_1=m_p_1*Isp_1*9.8;
J_2=m_p_2*Isp_1*9.8;
J_3=m_p_3*Isp_1*9.8;
J_4=m_p_4*Isp_2*9.8;
J_5=m_p_5*Isp_2*9.8;
J_6=m_p_6*Isp_2*9.8;
J_7=m_p_7*Isp_3*9.8;
J_8=m_p_8*Isp_3*9.8;
J_9=m_p_9*Isp_3*9.8;
v=zeros(1,length(z));
Fd_2_1=zeros(1,length(z));
Fd_2_2=zeros(1,length(z));
rho_1=[6.133e-14;3.340e-14;1.898e-14;1.114e-14;6.710e-15;4.124e-15;2.577e-15;1.632e-15;1.046e-15;6.786e-16;4.452e-16];
rho_2=[3.271e-14;1.533e-14;7.493e-15;3.784e-15;1.963e-15;1.045e-15;5.717e-16;3.235e-16;1.907e-16;1.182e-16;7.745e-17];
rho_1=rho_1*1000; % [kg/m^3]

```

```

rho_2=rho_2*1000; % [kg/m^3]
T_1_1=zeros(1,length(z));
T_1_2=zeros(1,length(z));
T_1_3=zeros(1,length(z));
T_2_1=zeros(1,length(z));
T_2_2=zeros(1,length(z));
T_2_3=zeros(1,length(z));
T_3_1=zeros(1,length(z));
T_3_2=zeros(1,length(z));
T_3_3=zeros(1,length(z));
for i=1:length(z)
    v(i)=sqrt(mu./(R+z(i))); % [km/s]
    Fd_2_1(i)=((Cd/2)*(l2^2)*(v(i).^2)*(rho_1(i))*1e9)*2.5; % C2-HA [mN]
    Fd_2_2(i)=(Cd/2)*(l2^2)*(v(i).^2)*(rho_2(i))*1e9; % C2-LA [mN]
    T_1_1(i)=(J_1./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7; % [years]
    T_2_1(i)=(J_2./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_3_1(i)=(J_3./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_1_2(i)=(J_4./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_2_2(i)=(J_5./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_3_2(i)=(J_6./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_1_3(i)=-(J_7./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
    T_2_3(i)=-(J_8./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;

```

```

    T_3_3(i)=(J_9./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365))/3.7;
end
figure(1)
plot(z,T_1_1,'k')
hold on
grid on
plot(z,T_2_1,'r')
plot(z,T_3_1,'g')
plot(z,T_1_2,'-ok')
plot(z,T_2_2,'-or')
plot(z,T_3_2,'-og')
% plot(z,T_1_3,'.-k')
% plot(z,T_2_3,'.-r')
plot(z,T_3_3,'.-g')
xlabel('Altitude (Km)')
ylabel('Lifetime (years)')
legend('zeta=0.2 Isp=70','zeta=0.3 Isp=70','zeta=0.4 Isp=70','zeta=0.2 Isp=230','zeta=0.3 Isp=230','zeta=0.4 Isp=230')
title('Propulsion system mass fraction level curves (C2-LA)')

```

H. Codice Matlab per la realizzazione dei grafici altitude-lifetime al variare di impulso specifico e volume fraction – missione VLEO

I grafici riportati da pag.59 a pag.62 sono stati realizzati attraverso un codice in Matlab riportato di seguito:

```
%% Configurazione C1
clear
close all
clc

m1=100; % [kg]
l1=0.65; % side length 1 [m]
V1=l1^3; % config.1 volume [m^3]
Cd=2.2;
mu=398600; % parametro gravitazionale [km^3/s^2]
R=6378.4; % raggio terrestre [km]
z=linspace(250,500,10);
Isp1=70; % [s] impulso specifico medio tipico di resistojets/cold gas thrusters
Isp2=230; % [s] impulso specifico medio tipico di liquid monopropellant thrusters
Isp3=1000; % [s] impulso specifico medio tipico di electrostatic/electromagnetic thrusters
gamma1=0.1; % volume fraction
gamma2=0.2;
gamma3=0.3;
density_N=0.28e3; % [kg/m^3] densità azoto;
density_LMP=1.24e3; % [kg/m^3] densità LMP-103S
density_Xe=1.60e3; % [kg/m^3] densità xenon
v=zeros(1,length(z));
Fd_1_1=zeros(1,length(z));
```

```

Fd_1_2=zeros(1,length(z));
T_1=zeros(1,length(z));
T_4=zeros(1,length(z));
T_7=zeros(1,length(z));
T_2=zeros(1,length(z));
T_5=zeros(1,length(z));
T_8=zeros(1,length(z));
T_3=zeros(1,length(z));
T_6=zeros(1,length(z));
T_9=zeros(1,length(z));
rho_1=[6.133e-14;3.340e-14;1.898e-14;1.114e-14;6.710e-15;4.124e-15;2.577e-15;1.632e-15;1.046e-15;6.786e-16;4.452e-16];
rho_2=[3.271e-14;1.533e-14;7.493e-15;3.784e-15;1.963e-15;1.045e-15;5.717e-16;3.235e-16;1.907e-16;1.182e-16;7.745e-17];
rho_1=rho_1*1000; % [kg/m^3]
rho_2=rho_2*1000; % [kg/m^3]
Vps1=gamma1*V1; % propulsion sistem volume [km^3]
Vps2=gamma2*V1;
Vps3=gamma3*V1;
Vp_1=Vps1; % CGT/resistojets con gamma=0.1
Vp_2=Vps2; % CGT/resistojets con gamma=0.2
Vp_3=Vps3; % CGT/resistojets con gamma=0.3
Vp_4=Vps1/1.25; % liquid monopropellant con gamma=0.1
Vp_5=Vps2/1.25; % liquid monopropellant con gamma=0.2

```

```

Vp_6=Vps3/1.25; % liquid monopropellant con gamma=0.3
Vp_7=Vps1-0.016; % HET/RF con gamma=0.1
Vp_8=Vps2-0.016; % HET/RF con gamma=0.2
Vp_9=Vps3-0.016; % HET/RF con gamma=0.3
mp_1=Vp_1*density_N;
mp_2=Vp_2*density_N;
mp_3=Vp_3*density_N;
mp_4=Vp_4*density_LMP;
mp_5=Vp_5*density_LMP;
mp_6=Vp_6*density_LMP;
mp_7=Vp_7*density_Xe;
mp_8=Vp_8*density_Xe;
mp_9=Vp_9*density_Xe;
J_1=mp_1*9.8*Isp1;
J_2=mp_2*9.8*Isp1;
J_3=mp_3*9.8*Isp1;
J_4=mp_4*9.8*Isp2;
J_5=mp_5*9.8*Isp2;
J_6=mp_6*9.8*Isp2;
J_7=mp_7*9.8*Isp3;
J_8=mp_8*9.8*Isp3;
J_9=mp_9*9.8*Isp3;

```

```

for i=1:length(z)
    v(i)=sqrt(mu./(R+z(i)));
    Fd_1_1(i)=((Cd/2)*(l1^2)*(v(i).^2)*(rho_1(i))*1e9); % C1-HA
    Fd_1_2(i)=(Cd/2)*(l1^2)*(v(i).^2)*(rho_2(i))*1e9; % C1-LA
    T_1(i)=J_1./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_2(i)=J_2./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_3(i)=J_3./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_4(i)=J_4./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_5(i)=J_5./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_6(i)=J_6./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_7(i)=J_7./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_8(i)=J_8./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_9(i)=J_9./(Fd_1_2(i)*1e-3*86400*365);
end

```

```

figure(1)
plot(z,T_1,'k')
hold on
grid on
plot(z,T_2,'r')
plot(z,T_3,'b')
plot(z,T_4,'-ok')
plot(z,T_5,'-or')
plot(z,T_6,'-ob')

```

```

plot(z,T_7,'.-k')
plot(z,T_8,'.-r')
plot(z,T_9,'.-b')
xlabel('Altitude (Km)')
ylabel('Lifetime (years)')
legend('gamma=0.1 Isp=1000','gamma=0.2 Isp=1000','gamma=0.3 Isp=1000','Location','northwest')
% legend('gamma=0.1 Isp=70','gamma=0.2 Isp=70','gamma=0.3 Isp=70','gamma=0.1 Isp=230','gamma=0.2 Isp=230','gamma=
title('Propulsion system volume fraction level curves (C1- LA)')

```

```

%% Configurazione C2

```

```

clear
close all
clc

m2=10; % [kg]
l2=0.25; % side length 2 [m]
V2=l2^3; % config.2 volume [m^3]
Cd=2.2;
mu=398600; % parametro gravitazionale [km^3/s^2]
R=6378.4; % raggio terrestre [km]
z=linspace(250,500,10);
Isp1=70; % [s] impulso specifico medio tipico di resistojets/cold gas thrusters
Isp2=230; % [s] impulso specifico medio tipico di liquid monopropellant thrusters
Isp3=1000; % [s] impulso specifico medio tipico di electrostatic/electromagnetic thrusters

```

```

gamma1=0.1; % volume fraction
gamma2=0.2;
gamma3=0.3;
density_B=0.53e3; % [kg/m^3] densità butano;
density_LMP=1.24e3; % [kg/m^3] densità LMP-1035
density_Io=4.90e3; % [kg/m^3] densità iodio
v=zeros(1,length(z));
rho_1=[6.133e-14;3.340e-14;1.898e-14;1.114e-14;6.710e-15;4.124e-15;2.577e-15;1.632e-15;1.046e-15;6.786e-16;4.452e-16];
rho_2=[3.271e-14;1.533e-14;7.493e-15;3.784e-15;1.963e-15;1.045e-15;5.717e-16;3.235e-16;1.907e-16;1.182e-16;7.745e-17];
rho_1=rho_1*1000; % [kg/m^3]
rho_2=rho_2*1000; % [kg/m^3]
Fd_2_1=zeros(1,length(z));
Fd_2_2=zeros(1,length(z));
T_1=zeros(1,length(z));
T_2=zeros(1,length(z));
T_3=zeros(1,length(z));
T_4=zeros(1,length(z));
T_5=zeros(1,length(z));
T_6=zeros(1,length(z));
T_7=zeros(1,length(z));
T_8=zeros(1,length(z));
T_9=zeros(1,length(z));
Vps1=gamma1*V2; % propulsió sistem volume [km^3]
Vps2=gamma2*V2;

```

```

Vps2=gamma2*V2;
Vps3=gamma3*V2;
Vp_1=Vps1; % CGT/resistojet con gamma=0.1
Vp_2=Vps2; % CGT/resistojet con gamma=0.2
Vp_3=Vps3; % CGT/resistojet con gamma=0.3
Vp_4=Vps1/1.25; % monopropellant con gamma=0.1
Vp_5=Vps2/1.25; % monopropellant con gamma=0.2
Vp_6=Vps3/1.25; % monopropellant con gamma=0.3
Vp_7=Vps1-0.001; % HET/RF con gamma=0.1
Vp_8=Vps2-0.001; % HET/RF con gamma=0.2
Vp_9=Vps3-0.001; % HET/RF con gamma=0.3
mp_1=Vp_1*density_B;
mp_2=Vp_2*density_B;
mp_3=Vp_3*density_B;
mp_4=Vp_4*density_LMP;
mp_5=Vp_5*density_LMP;
mp_6=Vp_6*density_LMP;
mp_7=Vp_7*density_Io;
mp_8=Vp_8*density_Io;
mp_9=Vp_9*density_Io;
J_1=mp_1*9.8*Isp1;
J_2=mp_2*9.8*Isp1;
J_3=mp_3*9.8*Isp1;
J_4=mp_4*9.8*Isp2;

```

```

J_5=mp_5*9.8*Isp2;
J_6=mp_6*9.8*Isp2;
J_7=mp_7*9.8*Isp3;
J_8=mp_8*9.8*Isp3;
J_9=mp_9*9.8*Isp3;
for i=1:length(z)
    v(i)=sqrt(mu./(R+z(i)));
    Fd_2_1(i)=((Cd/2)*(l2^2)*(v(i).^2)*(rho_1(i))*1e9)*2.5; % C2-HA
    Fd_2_2(i)=(Cd/2)*(l2^2)*(v(i).^2)*(rho_2(i))*1e9; % C2-LA
    T_1(i)=J_1./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_2(i)=J_2./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_3(i)=J_3./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_4(i)=J_4./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_5(i)=J_5./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_6(i)=J_6./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_7(i)=J_7./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_8(i)=J_8./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365);
    T_9(i)=J_9./(Fd_2_2(i)*1e-3*86400*365);
end
figure(1)
plot(z,T_1,'k')
hold on
grid on
plot(z,T_2,'r')

```

```

figure(1)
plot(z,T_1,'k')
hold on
grid on
plot(z,T_2,'r')
plot(z,T_3,'b')
plot(z,T_4,'-ok')
plot(z,T_5,'-or')
plot(z,T_6,'-ob')
plot(z,T_7,'.-k')
plot(z,T_8,'.-r')
plot(z,T_9,'.-b')
xlabel('Altitude (Km)')
ylabel('Lifetime (years)')
legend('gamma=0.1 Isp=1000','gamma=0.2 Isp=1000','gamma=0.3 Isp=1000','Location','northwest')
% legend('gamma=0.1 Isp=70','gamma=0.2 Isp=70','gamma=0.3 Isp=70','gamma=0.1 Isp=230','gamma=0.2 Isp=230','gamma=
title('Propulsion system volume fraction level curves (C2- LA)')

```

I. Codice Matlab per la realizzazione del grafico del power-thrust ratio in funzione della quota – missione VLEO

Con lo stesso modus operandi si costruisce il diagramma a pag.64, il cui codice di programmazione corrispondente è qui riportato:

```
eta_1=0.3; % power fraction
eta_2=0.2;
eta_3=0.1;
pa_1=beta*p1; % [W] average available power on board config.1
pa_2=beta*p2; % [W] average available power on board config.2
ps_1_1=eta_1*pa_1; % [W] average power consumption
ps_2_1=eta_2*pa_1;
ps_3_1=eta_3*pa_1;
ps_1_2=eta_1*pa_2;
ps_2_2=eta_2*pa_2;
ps_3_2=eta_3*pa_2;

for i=1:length(z)
    v(i)=sqrt(mu./(R+z(i)));
    a(i)=R+z(i);
    Fd_1_1(i)=(Cd/2)*(l1^2)*(v(i).^2)*(rho_1(i))*1e9); % l1,F1,Ap1 [mN]
    Fd_2_1(i)=(Cd/2)*(l2^2)*(v(i).^2)*(rho_1(i))*1e9; % l2,F1,Ap1
    Fd_1_2(i)=(Cd/2)*(l1^2)*(v(i).^2)*(rho_2(i))*1e9; % l1,F2,Ap2
    Fd_2_2(i)=(Cd/2)*(l2^2)*(v(i).^2)*(rho_2(i))*1e9; % l2,F2,Ap2
    T_1_1(i)=-J_1_1./(Fd_1_1(i)*86400*365);
    T_2_1(i)=-J_2_1./(Fd_1_1(i)*86400*365);
    T_3_1(i)=-J_3_1./(Fd_1_1(i)*86400*365);
    T_1_2(i)=-J_1_2./(Fd_1_1(i)*86400*365);
    T_2_2(i)=-J_2_2./(Fd_1_1(i)*86400*365);
    T_3_2(i)=-J_3_2./(Fd_1_1(i)*86400*365);
    T_1_3(i)=-J_1_3./(Fd_1_1(i)*86400*365);
    T_2_3(i)=-J_2_3./(Fd_1_1(i)*86400*365);
    T_3_3(i)=-J_3_3./(Fd_1_1(i)*86400*365);
    k_1_1(i)=(ps_1_1./Fd_1_1(i))/10;
    k_2_1(i)=(ps_2_1./Fd_1_1(i))/10;
    k_3_1(i)=(ps_3_1./Fd_1_1(i))/10;
    k_1_2(i)=(ps_1_2./Fd_2_2(i))/10;
    k_2_2(i)=(ps_2_2./Fd_2_2(i))/10;
    k_3_2(i)=(ps_3_2./Fd_2_2(i))/10;
end
```

```
figure(2)
plot(z,k_1_1,'r')
hold on
grid on
plot(z,k_2_1,'r')
plot(z,k_3_1,'r')
plot(z,k_1_2,'b')
plot(z,k_2_2,'b')
plot(z,k_3_2,'b')
xlabel('Altitude (Km)')
ylabel('Power-Thrust Ratio (W/mN)')
legend('HA','','','LA','','','Location','northwest')
title('Propulsion system power fraction level curves')
```

J. Codice Matlab per la realizzazione dei grafici massa- ΔV nella missione interplanetaria

I grafici relativi alla seconda missione analizzata nel testo vengono riprodotti mediante il seguente codice:

```
clear
close all
clc

deltaV=linspace(0,2000,50);
Isp1=3000; % [s] impulso specifico RIT-X (gridded ion, xenon)
Isp2=2861; % [s] impulso specifico NRIT-2.5 (gridded ion, xenon)
Isp3=1900; % [s] impulso specifico RIT-10 EVO (gridded ion, xenon)
Isp4=2000; % [s] impulso specifico BIT-3 (gridded ion, xenon)
Isp5=1500; % [s] impulso specifico TILE-V1 (electrospray, ionic liquid)
Isp6=1350; % [s] impulso specifico PRS-101 (PPT, solid Teflon)
Isp7=800; % [s] impulso specifico BET-1mN (electrospray, ionic liquid)
Isp8=1160; % [s] impulso specifico MIT S-ieps (electrospray, ionic liquid)
Isp9=2000; % [s] impulso specifico MAX-1 (electrospray, ionic liquid)
Isp10=536; % [s] impulso specifico BmP-220 (PPT, solid Teflon)
Isp11=600; % [s] impulso specifico Mars Space PPTCUP (PPT, solid Teflon)
Isp12=235; % [s] impulso specifico ECAPS 1N HPGP (chemical, LMP-103S)
Isp13=220; % [s] impulso specifico BGT-XS (chemical, AF-M315E)
Isp14=224; % [s] impulso specifico MR-103D (chemical, hydrazine)
Isp15=229; % [s] impulso specifico MR-106E (chemical, hydrazine) ???
Isp16=227.5; % [s] impulso specifico MONARCH-1 (chemical, hydrazine)
Isp17=75; % [s] impulso specifico MEMS cold gas (CGT, methane)
Isp18=150; % [s] impulso specifico Micro-resistojet (resistojet, ammonia)
Isp19=70; % [s] impulso specifico VACCO PUC resistojet (resistojet, sulphur dioxide)
Isp20=40; % [s] impulso specifico VACCO CPOD (CGT, R134a)
```

```

m0=180; % [kg] initial wet mass
c1=Isp1*9.8; % [m/s] velocità uscita ugello
c2=Isp2*9.8;
c3=Isp3*9.8;
c4=Isp4*9.8;
c5=Isp5*9.8;
c6=Isp6*9.8;
c7=Isp7*9.8;
c8=Isp8*9.8;
c9=Isp9*9.8;
c10=Isp10*9.8;
c11=Isp11*9.8;
c12=Isp12*9.8;
c13=Isp13*9.8;
c14=Isp14*9.8;
c15=Isp15*9.8;
c16=Isp16*9.8;
c17=Isp17*9.8;
c18=Isp18*9.8;
c19=Isp19*9.8;
c20=Isp20*9.8;
mf1=zeros(1,length(deltaV)); % [kg] final mass
mf2=zeros(1,length(deltaV));
mf3=zeros(1,length(deltaV));

mf4=zeros(1,length(deltaV));
mf5=zeros(1,length(deltaV));
mf6=zeros(1,length(deltaV));
mf7=zeros(1,length(deltaV));
mf8=zeros(1,length(deltaV));
mf9=zeros(1,length(deltaV));
mf10=zeros(1,length(deltaV));
mf11=zeros(1,length(deltaV));
mf12=zeros(1,length(deltaV));
mf13=zeros(1,length(deltaV));
mf14=zeros(1,length(deltaV));
mf15=zeros(1,length(deltaV));
mf16=zeros(1,length(deltaV));
mf17=zeros(1,length(deltaV));
mf18=zeros(1,length(deltaV));
mf19=zeros(1,length(deltaV));
mf20=zeros(1,length(deltaV));
for i=1:length(deltaV)
    mf1(i)=166*exp(-deltaV(i)/c1);
    mf2(i)=170*exp(-deltaV(i)/c2);
    mf3(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c3);
    mf4(i)=-(1/200)*deltaV(i)+177;
    mf5(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c5);
    mf6(i)=170*exp(-deltaV(i)/c6);

```

```

mf7(i)=175*exp(-deltaV(i)/c7);
mf8(i)=145*exp(-deltaV(i)/c8);
mf9(i)=175*exp(-deltaV(i)/c9);
mf10(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c10);
mf11(i)=165*exp((-deltaV(i))/c11);
mf12(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c12);
mf13(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c13);
mf14(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c14);
mf15(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c15);
mf16(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c16);
mf17(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c17);
mf18(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c18);
mf19(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c19);
mf20(i)=m0*exp(-deltaV(i)/c20);
end
figure(1)
plot(deltaV,mf1,'b')
hold on
grid on
plot(deltaV,mf2,'g')
plot(deltaV,mf3,'r')
plot(deltaV,mf4,'k')
xlabel('Delta-V (m/s)')
ylabel('Mass (kg)')

```

```

legend('RIT-X','NRIT-2.5','RIT-10 EVO','BIT-3 Ion')
title('Delivered mass to orbit for gridded ion thrusters')

```

```

figure(2)
plot(deltaV,mf5,'b')
hold on
grid on
plot(deltaV,mf6,'g')
plot(deltaV,mf7,'r')
plot(deltaV,mf8,'k')
plot(deltaV,mf9,'.-b')
plot(deltaV,mf10,'.-g')
plot(deltaV,mf11,'.-r')
xlabel('Delta-V (m/s)')
ylabel('Mass (kg)')
legend('TILE-V1','PRS-101','BET-1mN','MIT S-iEPS','MAX-1','BmP-220','Mars Space PPTCUP','Location','southwest')
title('Delivered mass to orbit for electrospray and PPT thrusters')

```

```

figure(3)
plot(deltaV,mf12,'b')
hold on
grid on
plot(deltaV,mf13,'g')
plot(deltaV,mf14,'r')

```

```
plot(deltaV,mf15,'k')
plot(deltaV,mf16,'y')
xlabel('Delta-V (m/s)')
ylabel('Mass (kg)')
legend('ECAPS 1N HPGP','BGT-XS','MR-103D','MR-106E','MONARC-1')
title('Delivered mass to orbit for chemical thrusters')

figure(4)
plot(deltaV,mf17,'b')
hold on
grid on
plot(deltaV,mf18,'g')
plot(deltaV,mf19,'r')
plot(deltaV,mf20,'k')
xlabel('Delta-V (m/s)')
ylabel('Mass (kg)')
legend('MEMS cold gas','Micro-resistojet','VACCO PUC resistojet','VACCO CPOD')
title('Delivered mass to orbit for cold gas and resistojet thrusters')
```