

# Tesi di Laurea Magistrale

Dipartimento di Meccanica e Aerospaziale



## Analisi di sistemi propulsivi e di un algoritmo di guida per missioni di rimozione dei detriti spaziali

Supervisors

Dott.ssa Elisa CAPELLO

Dott. Andrea FERRERO

Candidate

Cosimo CAFFORIO

Luglio 2020



## **Abstract**

During the last years, the problem of space debris has been on the focus of the scientific community. This topic is considered an extremely relevant for space missions, particularly on commercial and scientific orbits, therefore, it constitute an high risk of damage to operational satellites. A lot methods of capture and removal the space debris have been proposed to date, many of which are still in the testing phase. Unlike the other systems, the space debris are non-cooperative objects, for this reason, a rather high accuracy is needed for capture and removal. The job developed in this thesis, an overview of capture and removal debris' methods will be provided and specifically a mission scenario will be taken as a reference in which two satellites equipped with different technologies for removal will face the same mission and particularly focused on the propulsion system. At last, these last ones will be put to comparison deepening which they can be the advantages and the disadvantages of both methods.



# Sommario

Negli ultimi anni la comunità scientifica si è soffermata a discutere il problema riguardante i detriti spaziali. Questa tematica è di particolare interesse per le missioni spaziali in quanto l'elevata concentrazione di detriti, soprattutto su orbite commerciali e scientifiche, costituisce un evidente rischio di danneggiamento dei satelliti operativi. Ad oggi sono stati proposti numerosi metodi di cattura e rimozione, molti dei quali sono ancora in fase di sperimentazione. A differenza di altri sistemi, i detriti spaziali rappresentano degli oggetti non cooperativi, per questa ragione, è necessario un elevato grado di accuratezza per le operazioni di cattura e rimozione.

In questo lavoro di tesi, si fornirà un quadro generale dei metodi di cattura e rimozione dei detriti e, nello specifico, verrà preso come riferimento uno scenario di missione in cui, due satelliti dotati di tecnologie diverse, affronteranno la medesima missione di rimozione ponendo attenzione anche sul sistema propulsivo adottato. Infine, questi ultimi verranno messi a confronto approfondendo quali possano essere i vantaggi e gli svantaggi di entrambi i metodi.



# Ringraziamenti

*“Il Sole, con tutti quei pianeti che gli girano attorno e da lui dipendono,  
può ancora far maturare una manciata di grappoli d’uva come se non avesse  
nient’altro da fare nell’universo.”*  
*Galileo Galilei*

Ringrazio i Dottori Elisa Capello e Andrea Ferrero per avermi supportato con pazienza in questo lavoro di tesi, la mia famiglia ed i miei cari amici che mi hanno accompagnato in questo lungo e tortuoso cammino universitario.



# Indice

<b>Elenco delle figure</b>	VIII
<b>1 Introduzione</b>	1
<b>2 Metodi di Cattura e Rimozione dei detriti</b>	11
2.1 Metodi di Cattura . . . . .	11
2.1.1 Cattura mediante connessione rigida . . . . .	12
2.1.2 Cattura mediante connessione flessibile . . . . .	15
2.2 Metodi di rimozione . . . . .	16
2.2.1 Aumento della resistenza . . . . .	16
2.2.2 Cavo elettro-dinamico . . . . .	18
2.2.3 Forza di radiazione solare . . . . .	18
2.2.4 Metodi di rimozione con contatto . . . . .	19
2.2.5 Metodi di rimozione senza contatto . . . . .	21
<b>3 Analisi delle tipologie di propulsione spaziale</b>	28
3.1 Propulsione Chimica . . . . .	28
3.1.1 Liquidi . . . . .	28
3.2 Propulsione con gas freddo . . . . .	31
3.3 Propulsione Elettrica . . . . .	31
3.3.1 Elettrotermica . . . . .	31
3.3.2 Elettrostatica . . . . .	33
3.3.3 Elettromagnetica (Plasma Thrusters) . . . . .	35
<b>4 Manovre di Rendezvous e Docking</b>	38
4.1 Variazione di orbita in condizioni di spinta impulsiva . . . . .	39
4.1.1 Trasferimento di orbita a diversa altitudine . . . . .	39
4.1.2 Impulso Radiale . . . . .	39
4.2 Variazione di orbita in condizioni spinta continua . . . . .	40
4.2.1 Trasferimento di orbita a diversa altitudine . . . . .	41
4.2.2 Spinta radiale continua . . . . .	42

<b>5</b>	<b>Scenari di Missione</b>	<b>43</b>
5.1	Scenario 1 . . . . .	43
5.1.1	Stima dei pesi . . . . .	43
5.1.2	Sistema propulsivo . . . . .	45
5.2	Scenario 2 . . . . .	54
5.2.1	Stima dei pesi . . . . .	54
<b>6</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>62</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>64</b>

# Elenco delle figure

1.1	Stima numero di oggetti il LEO [1] . . . . .	2
1.2	Detriti catalogati di grandi dimensioni [1] . . . . .	3
1.3	Densità Spaziale [1] . . . . .	4
1.4	Popolazione di detriti a bassa altitudine [1] . . . . .	4
1.5	Popolazione di detriti a alta altitudine [1] . . . . .	5
1.6	Stima della popolazione di detriti di medie dimensioni in orbita LEO [1] . . . . .	6
1.7	Evoluzione nel tempo dei detriti spaziali causati dall'esplosione del Fengyun-1C [1] . . . . .	8
2.1	Distribuzione dei detriti [9] . . . . .	12
2.2	Partendo da sinistra si possono osservare e.Deorbit, CADET e TAKO [8] . . . . .	13
2.3	A sinistra troviamo il progetto DEOS, mentre a destra il FRENED [8]	14
2.4	Progetto ATLAS [8] . . . . .	14
2.5	A sinistra il progetto ROGER, al centro e.Deorbit, a destra il D-CoNe [8] . . . . .	16
2.6	Cattura con arpione [8] . . . . .	17
2.7	Cattura tramite cavo elettrodinamico [10] . . . . .	19
2.8	Metodo a fionda [11] . . . . .	20
2.9	Metodo adesivo Mathership-Boys [8] . . . . .	21
2.10	a) metodo di rimozione con atmosfera artificiale, b) metodo di rimozione con laser terrestre e c) metodo di rimozione tramite fascio di ioni [8] . . . . .	22
2.11	Distribuzione dei detriti al variare della quota [12] . . . . .	23
2.12	Il detrito spaziale viene ablato dopo essere stato colpito da un fascio laser. La nuvola di plasma (rappresentata dalle frecce rosse), prodotta dall'ablazione del laser una volta impattato con il materiale, viene espulsa ad una velocità, approssimativamente, di $105m/s$ decelerando così il detrito e permettendone il rientro in atmosfera [13]	24
2.13	Laser ICAN fiber-based [12] . . . . .	24

2.14	Composizione Laser ICAN [14] . . . . .	25
2.15	(a) mostra il sistema di tracciamento e scatto del laser ICAN, (b) mostra come all'aumentare del numero di fibre il laser può tracciare ed agire su bersagli a maggiore distanza [5] . . . . .	27
3.1	Monopropellant Thruster [16] . . . . .	29
3.2	Bipropellant engine [17] . . . . .	30
3.3	Solid rocket motor [17] . . . . .	30
3.4	Cold Gas Thruster [18] . . . . .	31
3.5	Resistojet Engine [20] . . . . .	32
3.6	Arcjet Engine [21] . . . . .	33
3.7	Electrospry thruster [23] . . . . .	34
3.8	Ion Engine [24] . . . . .	35
3.9	Pulsed Plasma Thruster [25] . . . . .	36
3.10	Hall Effect Engine [20] . . . . .	37
4.1	Manovra di Rendezvous [27] . . . . .	39
4.2	A sinistra è mostrata la trasferta di Hohmann mentre a sinistra l'esempio di una radial boost entrambe in regime di spinta impulsiva [26] . . . . .	40
4.3	Tratteggiata in blu si nota la traiettoria a spirale permessa dalla propulsione elettrica, in rosso quella con propulsione chimica [29] . . . . .	41
4.4	A sinistra è mostrata la trasferta di Hohmann mentre a sinistra l'esempio di una radial boost entrambe in regime di spinta continua [26] . . . . .	42
5.1	Satellite-Laser ICAN [5] . . . . .	44
5.2	Grafico normalizzato di ottimizzazione della velocità di scarico e la propulsione massima disponibile in funzione del payload $\mu$ [30] . . . . .	47
5.3	Consumo di propellente dei propulsori in esame con $\Delta v = 154m/s$ . . . . .	48
5.4	Consumo di propellente dei propulsori in esame al variare del $\Delta v_{raccolta}$ , in particolare è stato calcolato per valori 1,2 e 3 volte il $\Delta v$ iniziale. . . . .	49
5.5	Andamento degli input di $\Delta v_x$ per la manovra di Hohmann e $\Delta v_z$ per le due Radial Boost in funzione del tempo . . . . .	51
5.6	Traiettoria manovra di Hohmann $\Delta z = 3000m$ . . . . .	52
5.7	Traiettoria Radial Boost $\Delta x = 2000m$ . . . . .	52
5.8	Il grafico mostra una simulazione di Rendezvous comprendente una manovra di Hohmann e due Radial Boost in regime di spinta impulsiva. . . . .	53
5.9	Satellite con braccio robotico [33] . . . . .	54
5.10	Andamento dell' input di $\gamma x$ per la manovra di Hohmann in funzione del tempo . . . . .	56

5.11	Andamento dell' input di $\gamma z$ per le manovre di Radial Boost con $\Delta x = 2000m$ in funzione del tempo . . . . .	57
5.12	Andamento dell' input di $\gamma z$ per la manovra di Radial Boost con $\Delta x = 500m$ in funzione del tempo . . . . .	57
5.13	Traiettoria manovra Hohmann $\Delta z = 3000m$ . . . . .	58
5.14	Traiettoria manovra RadialBoost $\Delta x = 2000m$ . . . . .	58
5.15	Traiettoria manovra RadialBoost $\Delta x = 500m$ . . . . .	59
5.16	la figura mostra una simulazione di Rendezvous comprendente una manovra di Hohmann e le tre Radial Boost in regime di spinta continua	59
5.17	Grafico che mostra la dipendenza della massa di propellente e generatore di potenza in funzione dell'impulso specifico per una missione in regime di spinta continua [20] . . . . .	61

# Capitolo 1

## Introduzione

Con il lancio dello Sputnik 1 nel 1957 si è dato il via all'Era Spaziale. Da allora c'è stato un incremento notevole di satelliti intorno alla Terra. Quello che oltre 50 anni fa è stato trascurato è stato il rischio, per le missioni successive, causato dai detriti spaziali. Ciò che sulla Terra può essere considerato come un innocuo frammento di materiale di pochi centimetri, può diventare in orbita un proiettile scagliato a alcune decine di km/s il quale genererebbe ingenti danni ad hardware spaziale, ottica e non meno importante anche agli astronauti. Le cause della formazione dei detriti sono principalmente tre:

- Rocket Bodies;
- detriti legati alla missione;
- detriti di frammentazione.

I *Rocket bodies* sono gli stadi dei veicoli spaziali che permettono la messa in orbita dei satelliti. Solitamente, è solo l'ultimo stadio ad essere lasciato in orbita se si tratta di orbite basse, mentre diventano anche tre se si intende portare un satellite in orbita GEO.

La presenza dei Rocket bodies in orbita risulta essere estremamente dannosa a causa delle dimensioni tipicamente grandi e dei propellenti residui al loro interno, potenzialmente esplosivi. Inoltre, questi corpi, spesso, vanno a posizionarsi in orbite che intersecano quelle utilizzate dai satelliti funzionanti.

Quelli che vengono identificati come *detriti legati alla missione*, sono degli oggetti che possono essere rilasciati a seguito dello spiegamento, dell'attivazione e del funzionamento del satellite. Esempi importanti possono essere parti di bulloni esplosivi e meccanismi di rilascio a molla che vengono espulsi durante il processo di separazione degli stadi. Anche il combustibile per i motori a propellente solido rappresentano un tipo di detrito relativo alla missione. Il combustibile solido impiega, normalmente, quantità significative di alluminio miscelato con il propellente per rendere meno instabile la velocità di combustione; questo fa sì che durante il processo di combustione si generino un gran numero di particelle di Ossido di

Alluminio ( $Al_2O_3$ ) che vengono espulse con diversi angoli di inclinazione e velocità piuttosto elevate.

I *detriti di frammentazione* sono oggetti che vengono creati durante gli impatti o derivano dal deterioramento degli oggetti. Gli impatti possono essere causati da esplosioni interne o da una collisione non pianificata o intenzionale (test di armi spaziali) con un altro oggetto in orbita. Altri detriti di frammentazione possono essere il prodotto del deterioramento delle superfici dovuto soprattutto a fattori ambientali, come l'ossigeno atomico, radiazioni e cicli termici [1].

Sono state sviluppate una varietà di tecniche per caratterizzare l'ambiente dei detriti spaziali, ma rimane, ancora, un alto livello di incertezza. Mentre sono stati acquisiti dati estesi sulla popolazione catalogata, i quali rappresentano solo una piccola parte dei detriti in orbita, le stime delle popolazioni di detriti non catalogati si basano su un numero limitato di misurazioni legate a modelli. Qualsiasi stima della popolazione complessiva di detriti è quindi incerta. La Figura 1.1 presenta una stima del numero totale di oggetti di varie dimensioni in LEO, sulla base di varie misurazioni. La popolazione dei detriti spaziali può quindi essere suddivisa in tre categorie, in base alla dimensioni si hanno: large, medium and small debris.

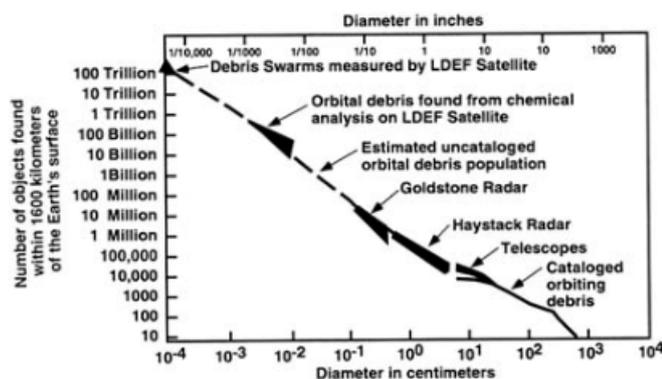
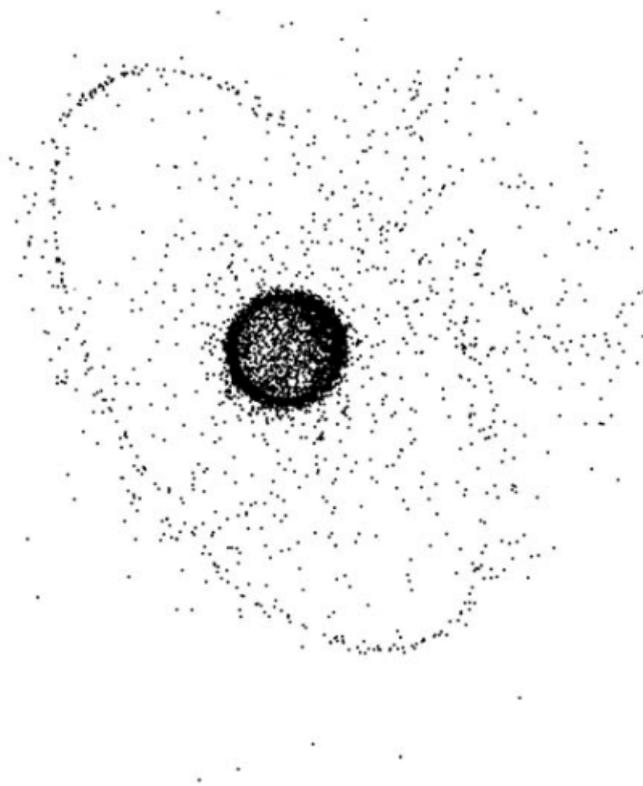


Figura 1.1: Stima numero di oggetti il LEO [1]

**Large debris** Il segmento più catalogato appartiene ai detriti di grandi dimensioni. La Figura 1.2 mostra la distribuzione della popolazione di detriti catalogata, tra cui le concentrazioni nell'anello GEO e in LEO, mentre la Figura 1.3 ne quantifica la densità spaziale approssimativa a varie altitudini. Concentrazioni più evidenti possono essere osservate a meno di 2.000 km di altitudine (LEO), circa 20.000 km (orbita semisincrona) e 36.000 km (GEO).

Si nota anche una discreta densità spaziale visibile ad altitudini fino a 40.000 km



**Figura 1.2:** Detriti catalogati di grandi dimensioni [1]

dovuta a oggetti in orbite altamente ellittiche con perigeo in LEO e apogeo fino a 40.000 km. La maggior parte degli oggetti in orbite altamente ellittiche sono o corpi di razzi che posizionavano veicoli spaziali in orbita semisincrona o GEO oppure oggetti in orbite di tipo Molnija (orbita altamente ellittica). Pochi oggetti sono catalogati in orbite superiori a 40.000 km [1].

Le figure 1.4 e 1.5 indicano la distribuzione di diversi tipi di oggetti spaziali catalogati per altitudine media. A meno di 2.000 km, la maggior parte degli oggetti catalogati sono detriti di frammentazione, ma ad altitudini comprese tra 2.000 e 16.000 km, i detriti relativi alla missione rappresentano la più grande frazione di oggetti catalogati; infine, i veicoli spaziali e i corpi di razzi risultano essere predominanti al di sopra dei 16.000 km. Questa distribuzione, però, non è detto che sia veritiera in quanto può essere dovuta più alla ridotta capacità dei sensori terrestri di rilevare oggetti più piccoli ad alta quota che a qualsiasi cambiamento nella composizione della popolazione dei detriti. Si nota, inoltre, una non uniformità all'interno della regione al di sotto di 2.000 km, con picchi da 900 a 1.000 km e da 1.400 a 1.500 km. Nonostante i detriti nelle orbite più basse alla fine rientrano nell'atmosfera, la popolazione dei detriti subisce un incremento causato

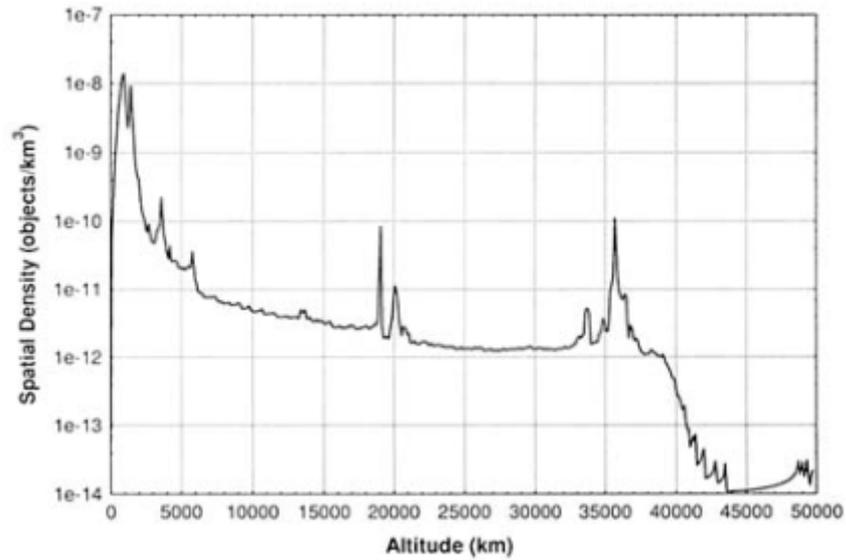


Figura 1.3: Densità Spaziale [1]

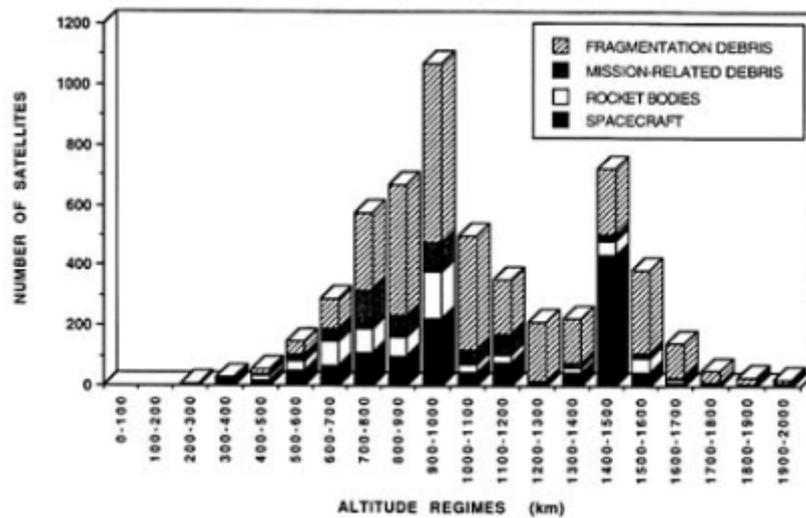


Figura 1.4: Popolazione di detriti a bassa altitudine [1]

dagli oggetti che decadono dalle orbite di altitudine maggiore. La maggior parte dei detriti catalogati solitamente sono presenti in orbite che presentano inclinazioni piuttosto elevate fatta eccezione per quelle in orbita GEO.

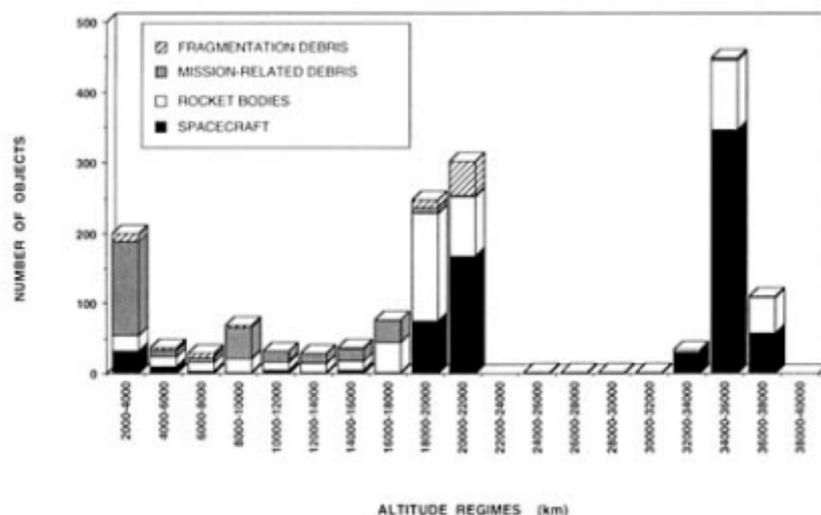


Figura 1.5: Popolazione di detriti a alta altitudine [1]

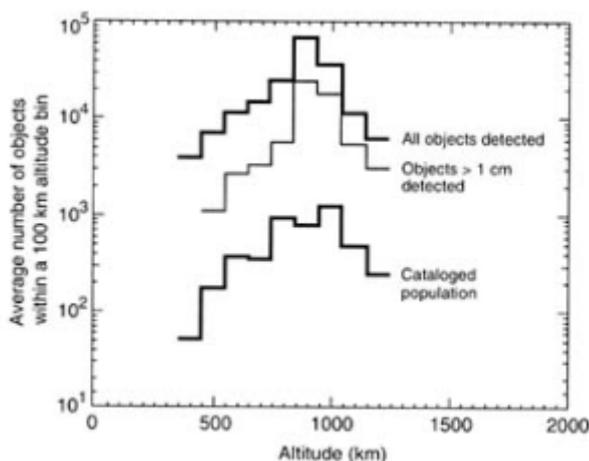
Ciò significa che le velocità di collisione relative per questi oggetti saranno generalmente più alte della velocità orbitale. Gli oggetti che si trovano in orbite a bassa inclinazione non contribuiscono in modo sostanziale alla congestione dei detriti in LEO, inoltre, le orbite polari (con inclinazioni di 90 gradi) sono sgombrere da detriti (ciò non significa, tuttavia, che le orbite ad alta inclinazione avranno una probabilità di collisione inferiore; due orbite circolari alla stessa altitudine si intersecano, comunque, in due punti, indipendentemente dalle rispettive inclinazioni).

Al di sopra dell'orbita LEO, i veicoli spaziali in orbita a una particolare altitudine hanno spesso missioni simili, quindi sia loro che i detriti ad essi associati (ad es. corpi di razzi, detriti relativi alla missione e detriti di frammentazione) tendono ad avere inclinazioni simili [1].

**Medium Debris** Nella categoria dei detriti di medie dimensioni appartengono quegli oggetti che vanno da circa 1 mm a 10 cm di diametro. Questi detriti sono stati catalogati solo per regioni orbitali a bassa quota e inclinazioni elevate mediante sensori terrestri. Tutte le altre stime delle dimensioni e delle caratteristiche della popolazione di detriti di medie dimensioni si basano interamente su estrapolazioni. In prima approssimazione, ci si potrebbe aspettare che detriti di medie dimensioni si trovino all'incirca nelle stesse orbite dei detriti di grandi dimensioni, in quanto la maggior parte dei detriti di medie dimensioni proviene proprio da quelli più grandi. Tuttavia, tutti gli oggetti di grandi dimensioni potrebbero non contribuire

ugualmente alla popolazione di detriti di medie dimensioni, inoltre, le forze perturbanti influenzano in modo diverso dimensioni diverse di detriti. I detriti di medie dimensioni, presentano un rapporto maggiore tra l'area della sezione trasversale e la massa rispetto ai detriti di grandi dimensioni, questo significa che saranno più influenzati dalla resistenza atmosferica e quindi subiranno un decadimento orbitale più rapido.

Sebbene non vi siano dati di misurazione che provino l'origine di detriti di medie dimensioni, molto probabilmente la popolazione è composta da detriti di frammentazione e oggetti relativi alla missione (poiché i veicoli spaziali non funzionanti e i corpi dei razzi sono ovviamente detriti di grandi dimensioni). Malgrado vi siano grandi incertezze nelle previsioni sia del numero che delle velocità iniziali, e quindi dei parametri orbitali degli oggetti di medie dimensioni espulsi in una rottura, è noto che i frammenti di medie dimensioni saranno generalmente causati da una rottura catastrofica con un range maggiore di velocità relative iniziali rispetto ai large debris; questo li metterà in orbite con un range di altitudini più grande con conseguente inclinazioni ed eccentricità. Le rilevazioni più accurate sulla popo-



**Figura 1.6:** Stima della popolazione di detriti di medie dimensioni in orbita LEO [1]

lazione dei medium debris sono state fatte utilizzando il radar Haystack. Dalla Figura 1.6 mostra che, per la regione misurata, la distribuzione dell'altitudine di oggetti di medie dimensioni è simile a quella degli oggetti più grandi inclusi nella catalogazione degli Stati Uniti. Vi sono, tuttavia, due differenze significative: (1) al di sotto dei 1.000 km la popolazione degli oggetti di medie dimensioni rilevata dall'Haystack diminuisce con un'altitudine decrescente più velocemente rispetto alla popolazione di oggetti di grandi dimensioni catalogati;

(2) nella fascia tra 900-1.000 km c'è un picco della quantità di oggetti di medie dimensioni rilevata da Haystack ma non si ha il medesimo picco della popolazione dei large debris catalogati. La prima differenza è coerente con l'aspettativa che i detriti di medie dimensioni siano più fortemente influenzati dalla resistenza atmosferica rispetto ai detriti più grandi. Il picco nella popolazione di medie dimensioni intorno ai 900-1000 km, tuttavia, indica una fonte di detriti diversa dalle rotture precedentemente registrate.

A supporto della teoria, sulle diverse fonti di rottura precedentemente accennata, sono presenti i dati di polarizzazione di Haystack, che suggeriscono la presenza di oggetti di forme relativamente lisce e sferiche, piuttosto che le forme irregolari che verrebbero create in seguito ad una rottura. Dalla combinazione di caratteristiche orbitali e fisiche si può ipotizzare che questi oggetti possono essere decine di migliaia di goccioline liquide di diametro 0,6-2,0 cm del refrigerante Sodio/Potassio che fuoriesce dal sistema di raffreddamento del propulsore nucleare del satellite russo per la sorveglianza oceanica [1].

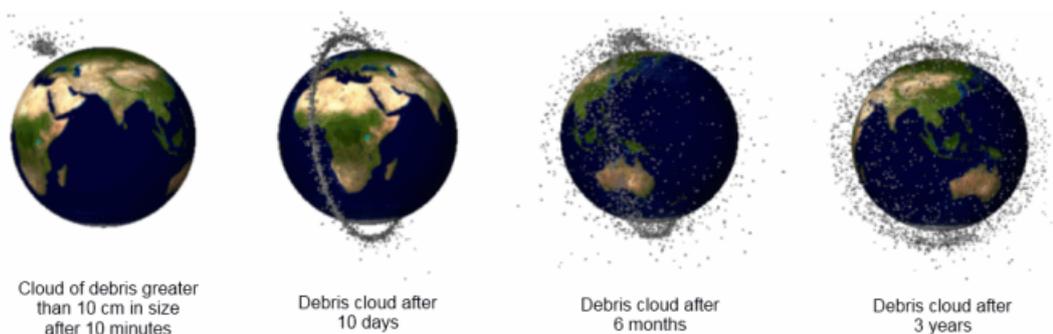
**Small Debris** L'ultima suddivisione è rappresentata dai detriti di piccole dimensioni, con diametro inferiore ad 1 mm, i quali rappresentano una popolazione estremamente numerosa in orbita terrestre. La distribuzione di questi detriti, a differenza delle altre categorie, proviene dall'analisi dei materiali fatta sui veicoli spaziali come Solar Max, Space Shuttle, EURECA, misurazioni attive sul LDEF e le stazioni spaziali Salyut, Mir. Poiché i materiali e le misure attive provengono tutti da veicoli spaziali in orbite di 600 km di altitudine o inferiori, rimane incertezza su come estrapolare questi dati ad altitudini più elevate. Alcuni modelli prevedono che a causa dell'influenza minore della resistenza atmosferica, la densità spaziale dei detriti inferiore a 1 mm dovrebbe aumentare con l'altitudine fino ad almeno 1.000 km.

Allo stesso modo dei detriti di medie dimensioni, i piccoli detriti sono tutti gli oggetti relativi alla missione (come particelle di ossido di alluminio espulsi dai motori a propellente solido) o detriti di frammentazione, ovvero, il prodotto di rotture o deterioramento della superficie. Si ritiene che le particelle di ossido di alluminio provenienti dallo scarico del motore a propellente solido abbiano una forma approssimativamente sferica con un diametro massimo di circa 10 micron. Queste particelle vengono inizialmente espulse a velocità tra 1,5-3,5 km/s, a seconda della dimensione delle particelle. La maggior parte di queste particelle rientrano rapidamente nell'atmosfera terrestre, mentre quelle più grandi si portano, in genere, in una varietà di orbite ellittiche, a seconda di dove è stato sparato il razzo. I trucioli di vernice e prodotti simili di deterioramento sono generalmente molto più grandi delle particelle di ossido di alluminio, con una media di centinaia di micron di diametro. Tali particelle di detriti vengono rilasciate da astronavi o corpi di razzi praticamente senza velocità di espulsione iniziale e quindi inizialmente

condividono orbite quasi identiche con il loro oggetto padre. Infine, i prodotti della rottura si estendono su tutta la gamma di detriti piccoli (ma anche medi e grandi) e presentano una varietà di forme. Le perturbazioni esterne influenzano le orbite dei piccoli detriti più intensamente rispetto a quanto fanno per i detriti di medie dimensioni. In particolare, possedendo rapporti più grandi tra l'area della sezione trasversale e la massa, risultano essere maggiormente influenzati dalle pressioni di radiazione solare e dalla resistenza atmosferica. Dalle analisi si ha che solo una piccolissima percentuale di questi detriti resta in orbita dopo il primo anno [1].

Esempi catastrofici di produzione incontrollata di detriti sono il missile anti-satellite lanciato nel 2007 dalla Cina contro il suo stesso satellite e l'impatto avvenuto tra il Cosmos 2251 ed il satellite Iridium 33. Nel gennaio del 2007, la Cina ha lanciato un missile balistico partito dal centro di lancio spaziale di Xichang. Il missile impattò contro il satellite meteorologico cinese, il Fengyun-1C, ad una altezza di 863 km, distruggendolo completamente. In questa missione, nota come attacco antisatellite ad ascesa diretta, il missile non entra in orbita ma viaggia nello spazio su un arco balistico. Sebbene non fosse dotato di esplosivi, il missile, ha generato, scontrandosi con una velocità relativa di 9 km/s, una forza di impatto tale da distruggere completamente il satellite. Nei minuti successivi alla collisione, la nube di detriti iniziò a diffondersi attorno all'orbita originaria del satellite. Già una decina di giorni dopo i detriti erano diffusi in tutta l'orbita, provocando un "anello di detriti" intorno alla Terra fino ad arrivare, qualche anno più tardi a ricoprire un range da 175 a 3600 km, ovvero, gran parte dell'orbita LEO. Nel 2010, la Space Surveillance Network (SSN) dell'esercito statunitense ha rintracciato un totale di più di 3.000 detriti dovuti a questo evento, il 97% dei quali sono rimasti in orbita, si stima inoltre che 32000 frammenti più piccoli non sono rintracciabili [2].

Nel 2009 un satellite di telecomunicazione militare russo, inattivo, chiamato Co-



**Figura 1.7:** Evoluzione nel tempo dei detriti spaziali causati dall'esplosione del Fengyun-1C [1]

smos 2251, è entrato in collisione con un satellite commerciale statunitense, attivo, appartenente alla costellazione Iridium. L'incidente, avvenuto a circa 800 km della

superficie terrestre ha prodotto circa 2000 detriti con dimensioni dell'ordine della decina di centimetri e centinaia di altri molto più piccoli. Molti di questi detriti resteranno in orbita per decine di anni prima di ricadere naturalmente in atmosfera, provocando un elevato rischio per i satelliti in orbita LEO [3].

Nonostante un numero sempre crescente di detriti a velocità estremamente elevate, rimangono ancora poche alternative per la rimozione oltre a quella del decadimento naturale e conseguente disintegrazione in atmosfera. Con i tassi di formazione di detriti che superano il loro decadimento naturale, aumenta il rischio di reazioni a catena come descritto dalla Sindrome di Kessler [4]. I detriti in orbita, come già descritto precedentemente, vengono classificati in base alle dimensioni ma quelli compresi tra 1-10 centimetri, definiti di frammentazione, sono ad oggi considerati come la principale minaccia per le missioni spaziali. I costi per sviluppare satelliti in grado di sopportare questo tipo di urti durante la vita operativa ed i pericoli per la missione spaziale hanno dato una spinta significativa per sviluppare nuovi strumenti per il tracciamento, catalogazione e rimozione attiva dei detriti spaziali. A tal proposito, nel *Capitolo 2*, viene fatta una classificazione di quelli che sono i metodi di cattura e rimozione che negli ultimi anni sono sottoposti a sperimentazione da parte della comunità scientifica, spazzando da metodi con contatto diretto del chaser (satellite che si occupa della cattura) con il detrito tramite tentacoli, bracci robotici, arpioni e cavi elettrodinamici e contactless mediante l'utilizzo di sistemi laser, schiume attive e fasci di ioni.

Con l'avvento della propulsione elettrica in ambito spaziale si ha una valida alternativa all'utilizzo della propulsione chimica, impiegabile anche per missioni a breve termine nonostante la spinta considerevolmente bassa. Questo innovativo metodo di propulsione abbandona i concetti basati sulle reazioni chimiche e successiva espansione in un ugello come metodo di accelerazione del propellente, in favore del concetto di accelerazione del propellente mediante utilizzo di energia elettrica. Se da una parte la propulsione chimica risultava essere limitata dal energia chimica posseduta dal propellente, la propulsione elettrica presenta, d'altra parte, delle limitazioni causate soprattutto dal sistema di generazione della potenza. Nel *Capitolo 3* verranno forniti dei brevi cenni sul principio di funzionamento di entrambe le tipologie di propulsione rappresentandone anche lo stato dell'arte.

In questo lavoro di tesi viene affrontato uno studio di missione che ha per oggetto la rimozione di una serie di detriti distribuiti su un range di orbite che vanno dai 700 a 1000 km attorno alla Terra. Questa missione è svolta da due satelliti che sfruttano sistemi di rimozione differenti. A tal proposito, come riportato nel *Capitolo 5* si fa riferimento a due studi precedenti, quello di Soulard [5] che sfrutta l'innovativo sistema laser ICAN e quello fatto da Leomanni [6] per il satellite con braccio robotico. Viene calcolato il  $\Delta v$  della missione e valutati i tempi di missione, studiando sul satellite-laser un sistema di propulsione, chimico o elettrico atto a

svolgere la missione, mentre per il satellite con braccio robotico [6] viene studiato un sistema di ottimizzazione del propulsione di tipo elettrico.

Al fine di permettere al satellite chaser di poter avvicinarsi ad un detrito (definito target), nel *Capitolo 4* vengono affrontate le manovre necessarie per tale scopo. Viene fatta, inoltre, una netta distinzione tra spinta impulsiva, prettamente legata alla propulsione chimica, e spinta continua, dettata dai canoni della propulsione elettrica. A questo punto, si effettua un ulteriore studio utilizzando un algoritmo che implementa le equazioni di Hill, permettendo, così, al satellite chaser di effettuare una manovra di Rendezvous per tracciare e rimuovere un singolo detrito da un'orbita di partenza posta a 1000 km a l' orbita finale posta 3 km più in basso, la medesima del target.

L'obiettivo finale della tesi, infine, mira a valutare quali sono i vantaggi e gli svantaggi nell'impiego dei due metodi, di rimozione attiva dei detriti, analizzati.

## Capitolo 2

# Metodi di Cattura e Rimozione dei detriti

Potrebbero essere prodotti sempre più detriti a causa della collisione continua anche se tutti i lanci nello spazio venissero fermati immediatamente, questa è quella che viene definita *Sindrome di Kessler* [4]. Pertanto, la rimozione attiva dei detriti è di grande rilevanza. In questo contesto, si suggerisce a tutte le compagnie e organizzazioni spaziali di seguire lo standard di sicurezza di 25 anni, il che significa che un satellite dovrebbe o ridurre la sua orbita e rientrare, oppure elevarsi in un'orbita da cimitero entro 25 anni dalla fine della missione [7]. I detriti spaziali possono essere prodotti in diversi modi, come l'impatto ad alta velocità con la parete di un veicolo spaziale, l'esplosione ad alta intensità o l'esplosione a bassa intensità di satelliti non funzionanti e gli stadi superiori del razzo. Già nel 1975, la NASA ha studiato la distribuzione di massa di detriti spaziali ed eseguito diversi esperimenti a terra. Modelli di potenza ed esponenziali vengono applicati per stimare la distribuzione di massa dei detriti spaziali. Le distribuzioni spaziali e di massa dei detriti spaziali in Low Earth Orbit (LEO) mostrano che l'altitudine vicino a 800 km è l'orbita più affollata e le altitudini vicino a 600 km, 800 km, e 1000 km sono le orbite più massicce poiché la maggior parte dei detriti spaziali con massa superiore a 50 kg si trova in quelle regioni [8].

### 2.1 Metodi di Cattura

Una missione spaziale per la cattura e la rimozione attiva di detriti spaziali consiste nelle seguenti fasi: fase di lancio e prima messa in orbita (LEOP), fase di rendezvous, fase di docking, fase di cattura e fase di rimozione. Queste fasi possono essere eseguite in modo autonomo o controllato a distanza mediante operazioni a terra. La fase di cattura svolge un ruolo cruciale nell'intero processo della missione.



**Figura 2.1:** Distribuzione dei detriti [9]

Concettualmente, sono stati proposti molti metodi per catturare i detriti spaziali. In base alle loro caratteristiche, i metodi sono divisi in due categorie principali: metodi di acquisizione con contatto e senza contatto [8].

### 2.1.1 Cattura mediante connessione rigida

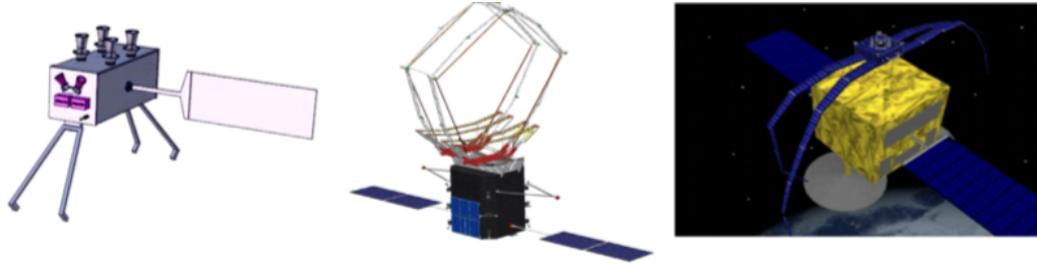
#### Cattura mediante Tentacoli

ESA, Aviospace e il Giappone (Yoshida e Nakanishi) stanno studiando in parallelo il metodo di cattura mediante tentacoli.

L'ESA con il progetto e.Deorbit, utilizza i tentacoli con o senza l'ausilio di un braccio robotico. Utilizzando il braccio robotico i tentacoli sono in grado di avvolgersi al detrito rendendo il detrito solidale al chaser, variando la velocità di quest'ultimo mediante propulsori, si deorbita l'insieme dei due oggetti. La differenza tra l'avere i tentacoli attaccati ad un braccio robotico o direttamente al chaser è che con il braccio robotico si ha un costo, una massa, un volume ed una complessità maggiore rispetto a non averlo. L'unico problema dei tentacoli senza braccio è la necessità di avere un sistema di guida e controllo estremamente preciso. L'Aviospace con il progetto CADET considera invece dei tentacoli chiusi che si stringono una volta che il detrito entra all'interno di essi.

Yoshida e Nakenishi hanno sfruttato, invece, la biologia, in particolare, la morfologia

dei serpenti, la proboscide degli elefanti e i tentacoli del polipo per sviluppare dei tentacoli che mediante una pinza all'estremità (TAKO) permette la cattura e la stabilizzazione del detrito [8].



**Figura 2.2:** Partendo da sinistra si possono osservare e.Deorbit, CADET e TAKO [8]

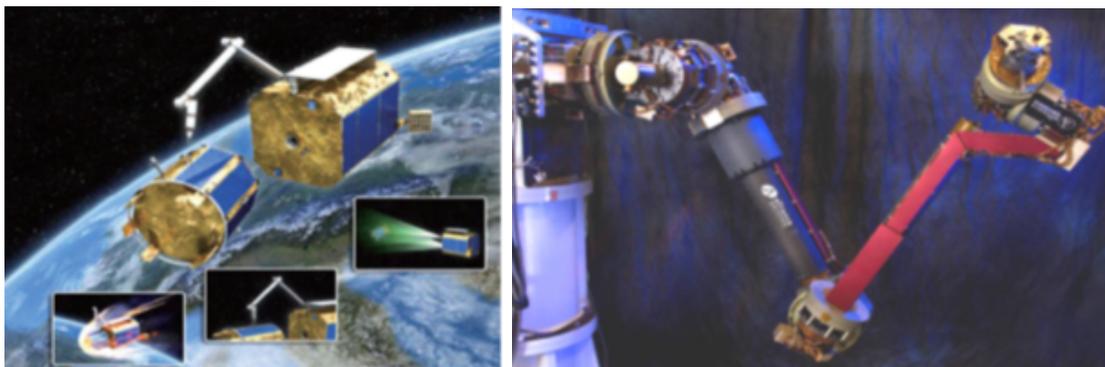
### Cattura a braccio singolo

La tecnologia del braccio robotico è stata applicata in molte missioni di manutenzione in orbita, come ETS-7 di JAXA, Canadarm2, Orbital express di DARPA . Tuttavia, gli obiettivi in queste missioni sono cooperativi ovvero c'è interazione tra i due satelliti. I detriti spaziali potrebbero essere un satellite non operativo, uno stadio superiore del razzo o residui delle esplosioni, oggetti che invece sono non cooperativi. Pertanto, è più difficile l'impiego di bracci robotici nelle missioni di rimozione dei detriti spaziali rispetto alle missioni di servizio in orbita. Per verificare il processo di acquisizione di un bersaglio non cooperativo e fatiscente, DLR ha sviluppato tecnologie robotiche in una missione denominata Deutsche Orbital Servicing Mission (DEOS). Il satellite da catturare rappresenta il target non cooperativo, ovvero, non fornisce alcuna informazione per la manovra di rendezvous e successiva cattura.

DARPA ha sviluppato il programma FREND (End-Term Demonstration) la quale tecnologia robotica permette di eseguire acquisizioni autonomamente. Il braccio FREND, ad oggi, è stato progettato, assemblato e testato. Mostra una rigidità e una precisione superiori rispetto ai bracci robotici per Mars Exploration Rovers, Phoenix Lander, Space Station e Space Shuttle [8].

### Cattura multi-braccio

Advanced Telerobotic Actuation System (ATLAS), un programma del Regno Unito, è costituito da due bracci robotizzati controllati teleroboticamente da terra. Bracci multipli possono essere utilizzati nell'assemblaggio robotico di una struttura spaziale, nel compito di rifornimento di carburante robotico e nella rimozione



**Figura 2.3:** A sinistra troviamo il progetto DEOS, mentre a destra il FRENDA [8]

di detriti spaziali. Yoshida ha studiato la cinematica e la dinamica del doppio braccio in un robot a volo libero, concludendo che il secondo braccio è in grado di stabilizzare il satellite [8].



**Figura 2.4:** Progetto ATLAS [8]

## 2.1.2 Cattura mediante connessione flessibile

Per l'acquisizione mediante tentacoli e bracci robotici, la connessione tra il satellite chaser e il target è rigida. Questo rende il composito (chaser e target uniti rigidamente) controllabile e stabile. Tuttavia, la massa e il costo sono aumentati notevolmente. Per ovviare a questo inconveniente, vengono proposti metodi flessibili di acquisizione in cui il target e il satellite chaser sono collegati con l'ausilio di un cavo [8].

### Cattura con rete

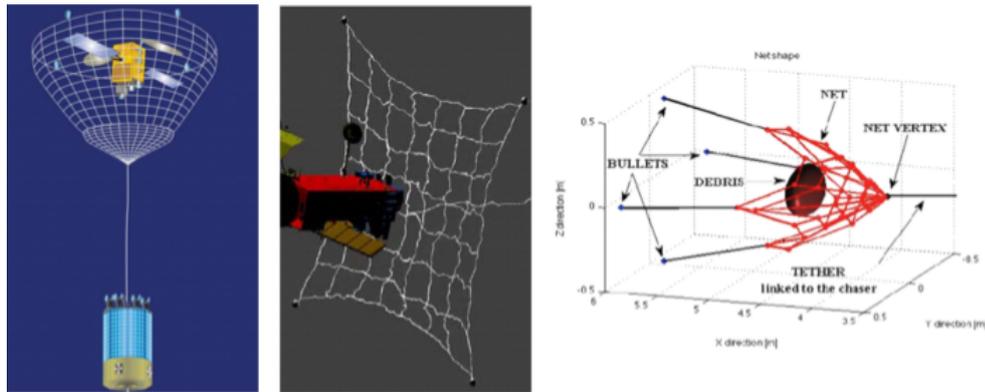
Al fine di mitigare la situazione nell'orbita GEO, l'ESA ha sponsorizzato il Robotic Geostationary Orbit Restorer (ROGER) il cui obiettivo è trasportare un target in un'orbita di "cimitero". Il modo in cui viene catturato il target in questo progetto può essere una rete o un meccanismo di presa. Il meccanismo di cattura attraverso rete consiste di quattro pesi volanti in ciascun angolo di una rete. Il peso volante viene sparato da un sistema a molla. Questi quattro pesi aiutano a espandere la grande rete avvolgendo così un bersaglio.

L'ESA, parallelamente, con il progetto e.Deorbit ha pubblicato quello che potrebbe essere la prima dimostrazione in volo della missione per la rimozione attiva di detriti spaziali. Il metodo di cattura con rete è uno dei numerosi concetti di ADR proposti nel Progetto e.Deorbit. Il principio della cattura con rete in questo progetto è simile al ROGER. Simulazioni con parametri diversi come posizione relativa, rotazione, lunghezza del cavo, rigidità del cavo e altri descrivono le caratteristiche dinamiche di una rete. GMV ed ESA hanno condotto esperimenti di volo parabolico per validare lo spiegamento della rete e simulazioni di cattura.

Al Politecnico di Milano Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale (PoliMi-DIA), è stato sviluppato un progetto chiamato Debris Collecting Net (D-CoNe). La rete è modellata come un sistema massa molla e sono stati eseguiti numerosi test a terra con proiettili di masse diverse e diverse pressione del gas, concludendo che la gravità può essere trascurata quando l'acquisizione con rete è considerata uno dei metodi di cattura in quanto promette molteplici vantaggi, ad esempio, consente una grande distanza tra il satellite chaser e il target, in modo che il rendez-vous ravvicinato e l'attracco non siano obbligatori; è flessibile, leggero ed economico. Tuttavia, devono essere, ancora, sviluppate diverse aree di ricerca relative alla cattura con rete come: la modellizzazione della rete, l'influenza del contatto, la compatibilità e successivo studio del processo di rientro del detrito [8].

### Meccanismo ad arpione

Il meccanismo ad arpione di basa sul concetto che il chaser è dotato di un arpione sulla cui estremità sono presenti delle punte. L'arpione, una volta sparato contro il



**Figura 2.5:** A sinistra il progetto ROGER, al centro e.Deorbit, a destra il D-CoNe [8]

detrito spaziale, permette di agganciarsi al target mediante le punte. Il satellite Chaser trascinerà successivamente i detriti verso l'orbita di un cimitero.

È considerato un metodo di cattura interessante grazie alla sua compatibilità con obiettivi di forma diversa. Poiché, in questo caso avviene una penetrazione, il rischio di generare nuovi detriti spaziali è relativamente elevato. Alcuni esperimenti e prove sono stati effettuati a terra. Piccoli frammenti vengono generati durante la penetrazione, ma poiché i frammenti rimangono all'interno del target, si ritiene che la generazione di detriti non sia un problema fatale. Anche il metodo di cattura degli arpioni è uno dei concetti di e.Deorbit.

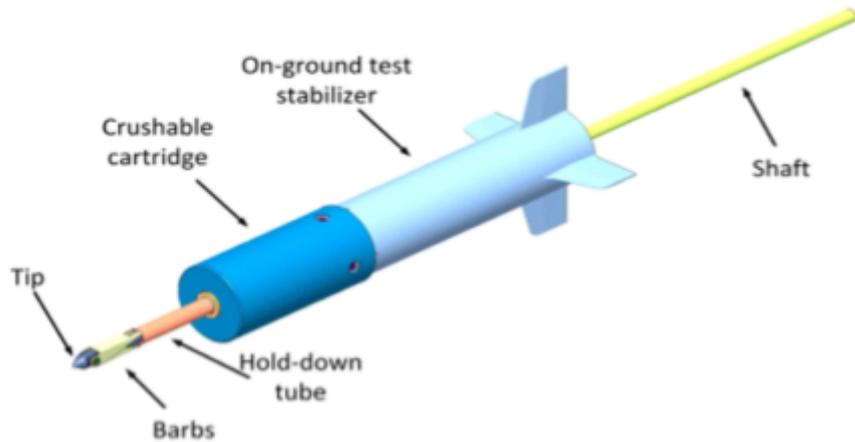
Anche se il metodo a rete ha prestazioni migliori rispetto al sistema ad arpione, in quanto possiede meno vincoli fisici, l'ESA insiste sull'arpione per via della sua facilità di essere testato a terra [8].

## 2.2 Metodi di rimozione

I metodi di rimozione sono sostanzialmente diversi dai metodi di cattura. In alcuni casi, la rimozione viene eseguita dopo la cattura. Tuttavia, nella maggior parte dei casi, i metodi di rimozione evitano affatto l'acquisizione. I metodi di rimozione più rilevanti e promettenti sono il sistema di aumento della resistenza (DAS), il cavo elettro-dinamico (EDT), i metodi di rimozione con e senza contatto [8].

### 2.2.1 Aumento della resistenza

Aumentare il rapporto area-massa dei detriti spaziali è un modo per aumentare l'influenza dell'atmosfera. Questo metodo può essere applicato anche ad una certa distanza dal target, pertanto, in questo metodo non è richiesto alcun rendez-vous



**Figura 2.6:** Cattura con arpione [8]

ravvicinato o docking. Si riducono, così, i requisiti per il satellite chaser poiché il processo di rientro viene eseguito dall'influenza della resistenza atmosferica anziché dal chaser stesso. Inoltre, è compatibile con diverse dimensioni di detriti spaziali. A causa della distribuzione dell'atmosfera nello spazio, gli obiettivi rimossi usando questo metodo dovrebbero essere prettamente in orbita in LEO [8].

### Metodo con schiuma

Il chaser una volta aver compiuto la manovra di rendezvous di avvicinamento al target espelle della schiuma che va ad attaccarsi al target. La schiuma si espande aumentando il volume del detrito, incrementando così il suo rapporto area-massa. Questo incremento porta il detrito ad essere più soggetto alla forza di attrito e quindi al naturale deorbiting. Tuttavia, la schiuma deve essere sufficientemente rigida in modo che l'agglomerato di schiuma che avvolge il detrito non venga distrutto da piccoli frammenti spaziali e non vengano, quindi, generati nuovi detriti. Per rendere il satellite più efficiente è possibile installare un sistema di propulsione elettrica che permette al satellite di spostarsi tra le orbite e, in concomitanza con il sistema di espulsione della schiuma, permettere al chaser di far rientrare più detriti. Infine, alla fine della missione è possibile anche il de-orbiting del chaser stesso [8].

### Metodo con gonfiaggio

Il metodo gonfiato è simile a quanto appena detto per il metodo in schiuma. In questo metodo una palla gonfiata sostituisce la palla di schiuma. Gossamer Orbit Lowering Device (GOLD) è un tipico esempio di questo concetto.

Un involucro grande, leggero e gonfiabile, che riduce il coefficiente balistico dell'oggetto fino a due ordini di grandezza durante il rientro, può essere attaccato a bordo o sui detriti spaziali. Sulla base dell'analisi dei rischi, il GOLD offre minori rischi in termini di generazione di detriti, tuttavia, lo svantaggio fatale è che la missione fallirà se la palla gonfiata viene distrutta da piccoli frammenti di spazio [8].

### **Metodo basato su fibra**

Il principio del metodo di rimozione a base di fibre è lo stesso dei metodi sopra discussi. La fibra viene estrusa da una fonte di calore che avvolta attorno al target viene fatta espandere aumentando così il rapporto area-massa [8].

### **2.2.2 Cavo elettro-dinamico**

Il metodo di rimozione con cavo elettro-dinamico è originariamente utilizzato nel trasferimento dell'orbita e nelle manovre sull'orbita. È un metodo che sfrutta il campo geomagnetico per rientrare. Sotto questo aspetto, il sistema di propulsione non è obbligatorio durante il rientro. Al contrario, due svantaggi pratici per questo concetto sono l'impossibilità di trattare obiettivi oltre LEO a causa dell'insufficiente intensità magnetica il secondo è che la forza di Lorentz dipende in gran parte dalla corrente che attraversa il cavo, quindi la spinta non è abbastanza grande da realizzare il trasferimento dell'orbita quando la corrente è bassa. Quando si esegue la rimozione di detriti spaziali usando il cavo elettrodinamico, in primo luogo un chaser cattura il target usando un braccio robotico o un arpione ed installa un filo elettrodinamico estensibile su di esso. La forza di Lorentz generata dall'interazione tra la corrente elettrica che fluisce nel cavo conduttivo e il campo geomagnetico viene sfruttata per far rientrare i detriti spaziali. Il materiale per il cavo è ancora in discussione poiché dovrebbe sopravvivere all'ambiente spaziale estremo durante l'intero periodo di orbita [8].

### **2.2.3 Forza di radiazione solare**

Il metodo di propulsione a vela solare è stato validato per la prima volta dalla JAXA nel 2010. L'uso della forza di radiazione solare per rimuovere i detriti spaziali è un metodo per i satelliti non operativi il cui sistema di propulsione non è funzionante o il propellente non è sufficiente per rientrare, ma il cui sistema di controllo per le vele solari è ancora funzionante. Poiché l'asse semi-maggiore di un satellite aumenta quando ci si sposta lungo la sua orbita lontano dal Sole, e a sua volta diminuisce quando si sposta verso il Sole, l'orbita può essere abbassata ruotando le vele solari al momento opportuno per sfruttare la pressione solare, cioè il satellite ruota le sue vele solari ortogonali al Sole quando si sposta verso di esso

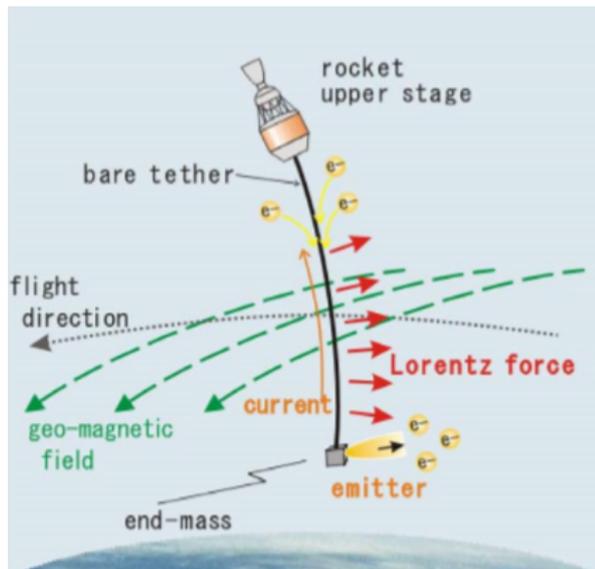


Figura 2.7: Cattura tramite cavo elettrodinamico [10]

e le posiziona parallelamente alla luce quando si allontana. Questo permette al satellite di abbassarsi di quota.

Questo metodo, tuttavia, dipende fortemente dalla capacità di guida delle vele solari. Per ovviare a questo inconveniente, Lucking ha proposto un metodo di rimozione passiva: una combinazione di sfruttamento della pressione solare e resistenza aerodinamica. Poiché la propulsione a vela solare è considerata non applicabile per altitudini inferiori a 750 km a causa della densità atmosferica, la pressione di radiazione solare viene utilizzata per ridurre l'altitudine da un'orbita significativamente elevata e la resistenza aerodinamica subentra quando i detriti si trovano a bassa quota [8].

## 2.2.4 Metodi di rimozione con contatto

Il metodo di rimozione con contatto è un concetto che sfrutta un'interazione diretta tra il satellite chaser e il target durante il processo di rimozione. Il metodo fionda e il metodo adesivo sono due approcci di rimozione tipici in questa categoria [8].

### Metodo fionda

La Texas University ha sviluppato un satellite chiamato Sling-Sat Space Sweeper (4S), progettato per essere più efficiente in termini di energia poiché rimuove più target in un solo lancio. Il satellite può catturare un detrito spaziale ed espellerlo verso la Terra, quindi spostarsi su un altro detrito sfruttando lo slancio generato

dall'espulsione precedente. Il 4S è composto da due collettori collegati da due alberi dispiegabili con struttura tri-forbice. Durante la cattura dei detriti spaziali, i collettori nel processo di rimozione del detrito subiscono quattro configurazioni che sono acquisizione, rotazione, espulsione e ritorno [8].

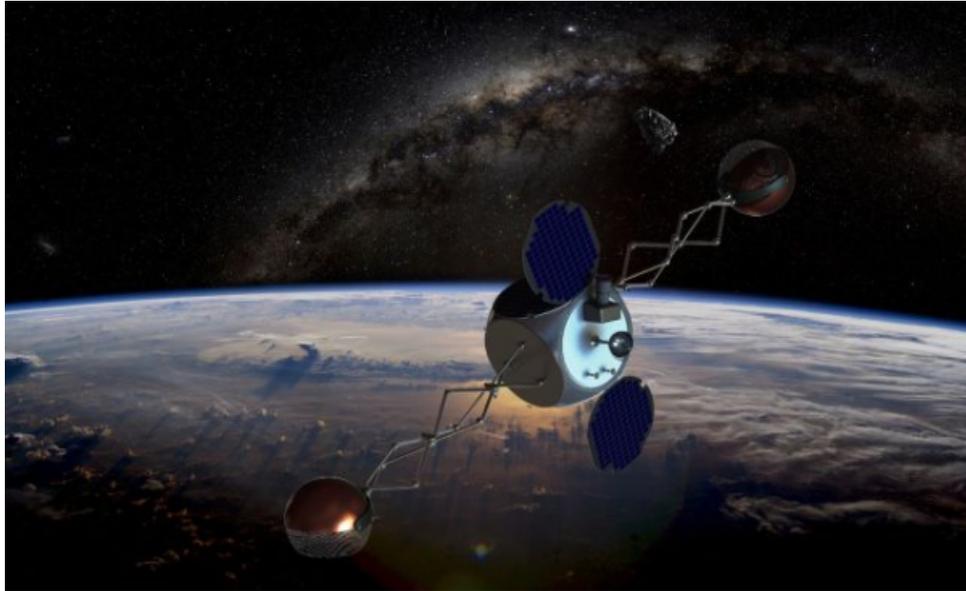


Figura 2.8: Metodo a fionda [11]

### Metodo adesivo

Il metodo adesivo è anch'esso un metodo di rimozione di più target. Un oggetto che permette la deorbita, chiamato Boy, dotato di sistema di propulsione può essere rilasciato da un satellite "corriere", chiamato Mothership. Il Boy aderisce al detrito spaziale, quindi lo rimuove dalla sua orbita originale. Sei Boys vengono caricati sulla Mothership. La Mothership viaggia verso diversi detriti spaziali e rilascia un Boy ogni volta, in modo tale che più target possano essere deorbitati in un lancio. Sulla parte anteriore del Boy, è installata una piastra con composto adesivo al silicone per aderire al target una volta raggiunto. In questo caso, i target indicati per questo metodo sono detriti il cui tasso di caduta è inferiore a  $1-2^\circ/s$ . Una sincronizzazione dell'assetto è un passo indispensabile prima di aderire ad un target.

Il JPL ha anche sviluppato uno strumento simile al metodo utilizzato dai gecko, che utilizza peli angolati microscopici, per aderire alla superficie di un target. L'adesione si basa sulle forze di Van der Waals e può essere attivata e disattivata controllando la direzione delle cariche [8].

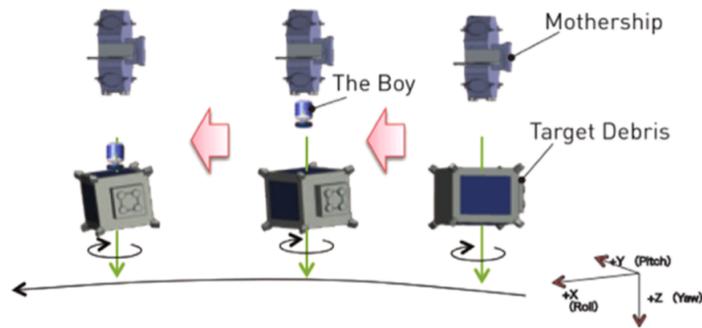


Figura 2.9: Metodo adesivo Mathership-Boys [8]

### 2.2.5 Metodi di rimozione senza contatto

Il contatto tra il satellite chaser e il target durante la cattura e la rimozione influenzerà la stabilità dell'intero sistema, ad esempio, potrebbe allontanare il target dal chaser o rendere incontrollato il sistema. Il metodo senza contatto può superare questi difetti, tuttavia, ci vuole sempre molto tempo per rimuovere un detrito. I metodi di rimozione senza contatto più rilevanti sono il metodo di influenza dell'atmosfera artificiale, il sistema laser e l'utilizzo di un fascio ionico. Il principio generale di tutti questi metodi è di ridurre la velocità dei detriti spaziali abbassando così le loro altitudini [8].

#### Influenza dell'atmosfera artificiale

Il principio dell'influenza dell'atmosfera artificiale consiste nel rilasciare particelle atmosferiche lungo il percorso dei detriti. Di conseguenza, la velocità dei detriti viene rallentata e la sua altitudine viene ridotta. Kofford ha progettato un sistema di erogazione di atmosfera artificiale composto da propellente combustibile e un dispositivo di accensione. Creare una nuvola gassosa transitoria che abbia una densità sufficiente davanti a detriti per aiutarla a rientrare è un altro concetto analogo. L'influenza dell'atmosfera artificiale è un metodo di rimozione verde poiché la scia gassosa non è dannosa per i satelliti operativi e alla fine ricadrà nell'atmosfera. Questa tecnica è considerata uno dei metodi di rimozione più promettenti [8].

#### Sistema laser

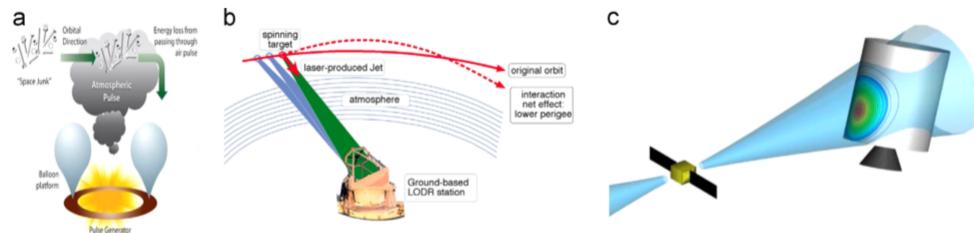
Il sistema laser è disponibile per la rimozione di detriti sia grandi che piccoli. Il raggio laser pulsato viene sparato su detriti spaziali per ridurre la velocità e ridurre l'altitudine. Tuttavia, il rischio di nuova generazione di detriti è significativamente

elevato utilizzando il sistema laser terrestre. Già nel 1996, Phipps affermava che un detrito spaziale può essere rimosso da un laser terrestre a impulsi ripetitivi da 20 kW. Il sistema chiamato ORION è costituito da un sistema laser terrestre per generare un potente raggio laser e un sistema di rilevamento ad alta risoluzione per tracciare gli obiettivi con un diametro di 1 cm al di sotto di 500 km. Secondo la ricerca di Phipps, questo sistema è in grado di rimuovere tutti i detriti spaziali le cui dimensioni sono superiori a 1 cm e la cui massa è inferiore a 500 kg sotto i 1000 km di altitudine in 4 anni [8].

### Ion Beam Shepherd

Ion Beam Shepherd (IBS) è un sistema di espulsione di un fascio di plasma neutralizzato altamente collimato su un detrito, riducendo così la sua altitudine. È un altro metodo di rimozione senza contatto che una volta utilizzato non dà problemi di contaminazione poiché il plasma alla fine ricade nell'atmosfera. L'IBM riscontra lo stesso problema dei sistemi laser, ovvero, la dipendenza della forma tra il plasma e il bersaglio.

La distanza tra un satellite chaser e target rimane piuttosto ravvicinata (10-20 m), di conseguenza, è necessario un secondo sistema di propulsione per mantenere questa distanza [8].



**Figura 2.10:** a) metodo di rimozione con atmosfera artificiale, b) metodo di rimozione con laser terrestre e c) metodo di rimozione tramite fascio di ioni [8]

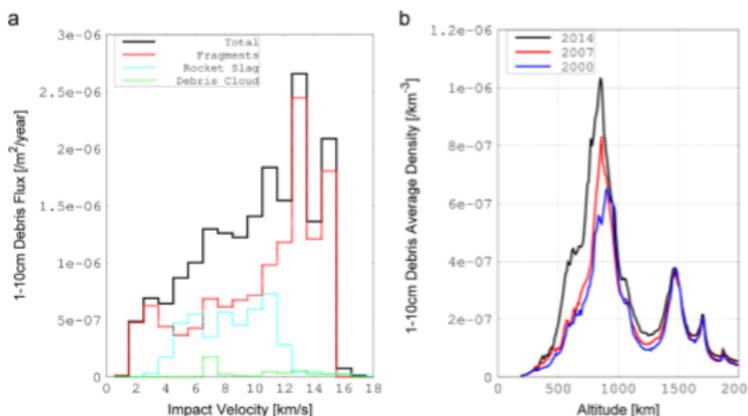
### ICAN

Il laser ha trovato negli ultimi decenni applicazione in una moltitudine di ambienti terrestri, questo dovuto soprattutto alla sua rapida evoluzione tecnologica. Grazie alla precisione di focalizzazione e direzionalità, i laser sono stati anche valutati come mezzo per rimuovere i detriti spaziali. Invece di vaporizzare, è sufficiente solo ridurre la velocità orbitale di qualche per cento e quindi spingere i detriti su un'orbita più bassa dopo la quale l'atmosfera terrestre completa il processo di rientro e di distruzione. Gli approcci che utilizzano sistemi laser a terra sono stati studiati usando ottiche di grandi dimensioni per fornire energia attraverso

l'atmosfera sui detriti alcune centinaia di km sopra la testa. In alternativa, date le dimensioni inadeguate, la potenza media e l'efficienza dei laser tradizionali, sono stati ammessi solo progetti per la rimozione localizzata di detriti da un sistema orbitante.

Il recente sviluppo della nuova architettura laser basata su fibra ICAN (International Coherent Amplification Network) mostra che una nuova tecnologia laser pompata a diodi è a portata di mano, consentendo un funzionamento ad alta potenza media con frequenze dell'ordine del kHz ed efficienza energetica vicino al 40%.

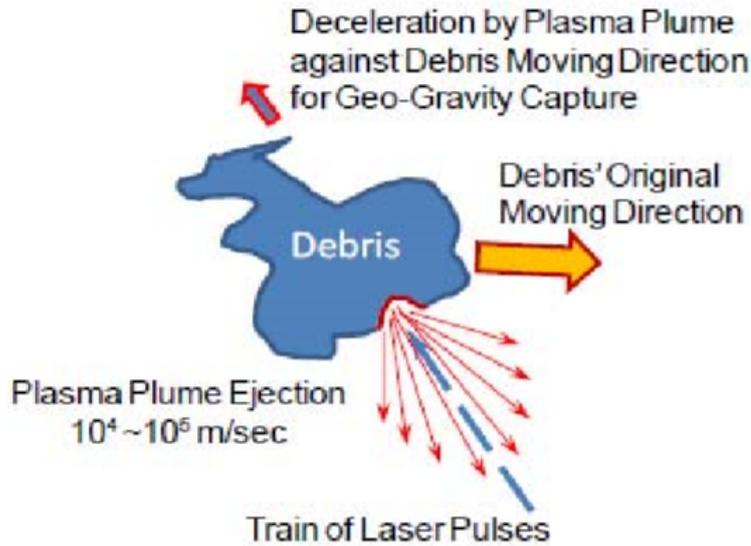
Il tracciamento e la rimozione dei detriti spaziali è una sfida continua e vi è un certo grado di incertezza per via delle diverse dimensioni e orbite in cui giacciono i detriti. Per oggetti con dimensioni al di sopra dei 10 cm esiste la possibilità di evitare la collisione soprattutto per veicoli spaziali con equipaggio o sensibili. Per dimensioni di 1 cm esistono materiali di schermatura come il Kevlar che possono essere utilizzati. La gamma di dimensioni 1–10 cm è particolarmente problematica in quanto è difficile proteggere il satellite o evitare tali detriti. Le loro dimensioni impediscono anche il tracciamento continuo, il picco nella distribuzione dei detriti per dimensioni di 1–10 cm in orbita terrestre bassa si verifica vicino a 800 km.



**Figura 2.11:** Distribuzione dei detriti al variare della quota [12]

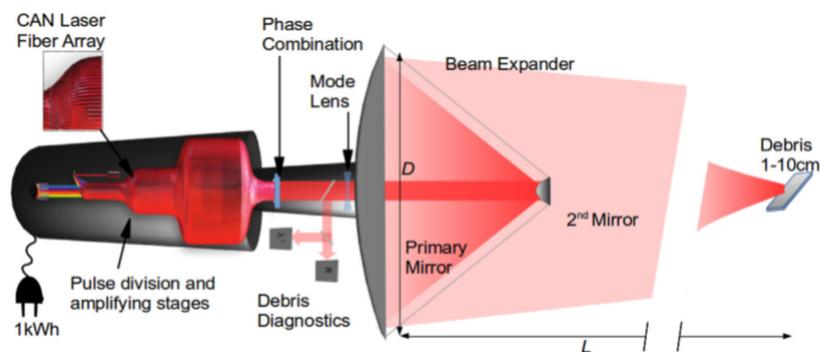
Il laser fornisce un breve impulso che permette di ablatare un sottile strato superficiale sul detrito, di conseguenza, il materiale ablato forma un getto normale alla superficie che induce una spinta nella direzione opposta rallentando i detriti di un certo valore di  $\Delta v$ .

L'obiettivo qui è un  $\Delta V$  sufficiente per ridurre il momento angolare orbitale dei detriti, abbassando così il suo perigeo e accelerando il suo rientro nell'atmosfera



**Figura 2.12:** Il detrito spaziale viene ablatato dopo essere stato colpito da un fascio laser. La nuvola di plasma (rappresentata dalle frecce rosse), prodotta dall'ablazione del laser una volta impattato con il materiale, viene espulsa ad una velocità, approssimativamente, di  $105m/s$  decelerando così il detrito e permettendone il rientro in atmosfera [13]

terrestre. Questo trasferimento del momento è una funzione dell'energia laser sui detriti. Considerando un'altitudine orbitale iniziale, la variazione di velocità richiesta può essere stimata usando come approccio la trasferta di Hohmann.



**Figura 2.13:** Laser ICAN fiber-based [12]

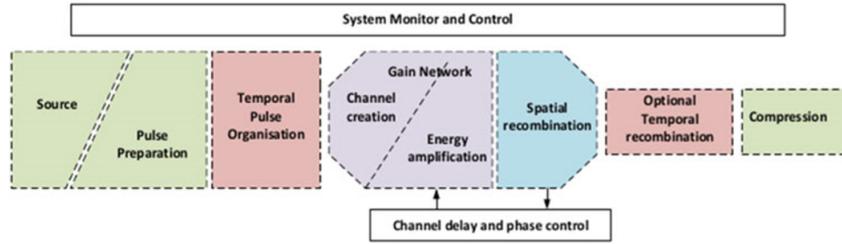


Figura 2.14: Composizione Laser ICAN [14]

Mettendo a confronto le soluzioni laser a terra e spaziali con l'intento di confrontare i requisiti per l'ablazione dei detriti creati dai satelliti Fengyun-1C e Iridium-Cosmos che contribuiscono alla distribuzione del picco di detriti in LEO situata vicino a un'orbita di 800 km. Come conseguenza della posizione relativa, avranno parametri distinti di dimensioni, energia e durata dell'impulso. È evidente che le durate dei nanosecondi sono appropriate per la trasmissione atmosferica, mentre nello spazio possono essere utilizzati impulsi più brevi dell'ordine dei picosecondi. La distanza dai detriti è ovviamente un fattore chiave nel determinare i requisiti di messa a fuoco per il sistema. Per l'opzione di spazio utilizziamo una distanza  $L = 100km$  e una qualità del raggio perfetta, entrambi possibili considerando l'ICAN. Mentre da una prospettiva a terra, a  $L = 800km$ , anche con ottica adattiva la qualità del raggio insieme alle perdite saranno quindi  $M^2 > 1$ . Per questo confronto, usando una dimensione del punto laser equivalente a detriti della dimensione di 10 cm, l'apertura laser e l'energia richieste possono essere considerevolmente più basse con la progettazione di un laser che lavora nello spazio.

**Sistema laser ICAN posizionato nello spazio** Per quanto riguarda un sistema laser per la deorbita dei detriti ci sono una serie di fattori di progettazione che dovrebbero essere considerati per operazioni nello spazio. Per un sistema a energia solare è richiesta un'alta efficienza elettrica. Allo stesso modo con un'alta velocità relativa  $> 10km/s$ , i tempi di interazione sono brevi  $< 10s$ , quindi sono richiesti una buona potenza media e alti tassi di ripetizione. Dissipazione del calore, compattezza e robustezza sono anche fattori chiave per il funzionamento nello spazio. Tutti questi fattori sono assenti con la tecnologia laser tradizionale basata su gas o cristallo, che sono limitati da una scarsa efficienza e una scarsa dissipazione del calore che limita la ripetizione a pochi  $Hz$  e quindi fornisce una potenza media molto bassa  $< 10W$ . Tuttavia con il rapido sviluppo del laser diode-pumped a base di fibre, incarnata dal concetto ICAN, questi fattori di progettazione possono essere realizzati. La tecnologia ICAN (International Coherent Amplification Network)

sfrutta le fibre ottiche drogate con Ittrio come mezzo di amplificazione del laser. Un fascio passa per ogni fibra che tramite quest'ultima viene amplificato [14].

Grazie alla loro geometria intrinseca, il rapporto tra l'area superficiale e il volume attivo di fibre ottiche consente una dissipazione del calore più efficace rispetto ai laser tradizionali fornendo frequenze di ripetizione dell'ordine del  $kHz$  in modalità pulsata. Il trasporto all'interno di fibre monomodali fornisce una maggiore robustezza del sistema, fondamentale per la stabilità dei sistemi ottici in orbita.

L'uscita di tutte le fibre dopo l'amplificazione viene quindi combinata in fasi producendo una matrice in cui la fase di ciascun pixel laser può essere controllata con precisione. Una serie di pannelli solari fornisce la potenza in  $kW$  richiesta per il laser a fibra multicanale. Al fine di erogare impulsi per oltre  $100km$ , il raggio verrebbe incrementato tramite molteplici ottiche come un semplice telescopio. In questo caso, gli specchi primari e secondari forniscono un movimento meccanico per guidare e focalizzare il raggio con precisione. Tale sistema funzionerà anche al contrario raccogliendo la luce laser riflessa dai detriti spaziali ad alta velocità consentendo il suo tracciamento e caratterizzazione tramite diagnostica relativa alla velocità e all'orientamento dei detriti.

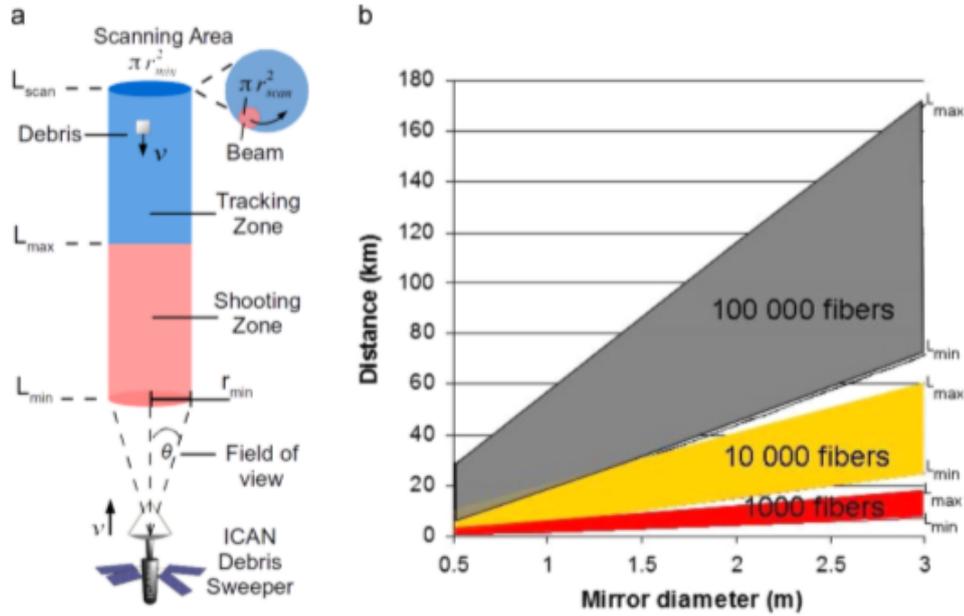
Qui sono illustrate le tre modalità di funzionamento:

**Scansione:** muovendo meccanicamente lo specchio viene inviato un fascio laser che attraverso le lenti permette di spazzare un volume di spazio per osservare la presenza di detriti. La distanza massima per la scansione è limitata dal segnale minimo rilevabile ed è circa  $100\text{ km}$ .

**Tracciamento:** ipotizzando che il detrito viaggi verso il satellite, tra  $L_{scan}$  e  $L_{max}$ , il punto laser viene ridotto per adattarsi alla dimensione dei detriti mediante traslazione del secondo specchio. Un tempo sufficiente all'interno della zona di tracciamento dovrebbe consentire la diagnosi completa dell'oggetto in termini di velocità, ecc.

**Shooting:** la messa a fuoco è limitata alle distanze  $L_{max}$  e  $L_{min}$ . A questo punto la fluenza è quindi sufficiente per ablatore la superficie dei detriti e diminuirne la velocità. L'obiettivo in questo caso è quello di rimuovere in orbita i detriti delle dimensioni dell'ordine dei  $cm$  in un unico passaggio. Al fine di limitare i requisiti meccanici (velocità angolare del telescopio, potenza del laser) sul sistema, si limita il "campo visivo" dell'laser, infatti i detriti risultando in un volume di interazione cilindrico.

La scansione attiva per detriti e il successivo monitoraggio viene ottenuta utilizzando il telescopio e i sistemi diagnostici. Dopo la riflessione dai detriti, la luce laser viene indirizzata ai sistemi diagnostici tramite un isolatore remoto. Per



**Figura 2.15:** (a) mostra il sistema di tracciamento e scatto del laser ICAN, (b) mostra come all'aumentare del numero di fibre il laser può tracciare ed agire su bersagli a maggiore distanza [5]

seguire la traiettoria dei detriti, una telecamera CCD (Charge-Coupled Device) permette di riprodurre la zona illuminata dal laser. La misurazione del ritardo della luce diffusa consente di stimare la distanza dai detriti al laser-satellite con precisione millimetrica. La velocità può essere valutata utilizzando la diagnostica basata su Doppler o misurando la distanza tra gli impulsi.

I detriti rilevati vicino a  $L_{scan}$  vengono tracciati fino a quando non arrivano entro l'intervallo di messa a fuoco della matrice di fasi  $L_{max} - L_{min}$ . A questo punto un impulso viene inviato alla superficie dei detriti per fornire l'ablazione e quindi un impulso che generi una spinta per  $\Delta V$  sufficiente per il rientro. Il numero di fibra e il diametro del telescopio definiscono l'intervallo focale in cui l'energia viene distribuita in modo ottimale sul bersaglio. Come discusso in precedenza, per ottimizzare l'efficienza di accoppiamento tra il laser e i detriti è necessario raggiungere una fluensa ottimale. Questo, il diametro del telescopio e l'energia erogata dal laser definiscono una distanza di messa a fuoco massima per tale interazione. Il laser potrebbe iniziare a funzionare a una distanza maggiore, ma l'efficienza di interazione diminuisce rapidamente. La distanza minima di messa a fuoco equivalente  $L_{min}$  è limitata dalla lunghezza focale del telescopio e dal fronte d'onda convergente massimo prodotto dalla matrice di fase. Il tempo di interazione viene quindi calcolato usando la velocità relativa dei detriti.

## Capitolo 3

# Analisi delle tipologie di propulsione spaziale

La propulsione è un requisito fondamentale per il movimento di un satellite nello spazio. Per soddisfare le specifiche di dispiegamento di un satellite nello spazio, trasferimento di orbita e controllo di assetto è necessario l'ausilio dei propulsori. Il sistema di propulsione spaziale è di per se semplice: un razzo produce un flusso di molecole di gas, o di altre particelle, che vengono emesse ad altissima velocità in una data direzione. considerando la legge di Newton, a questa azione corrisponde una reazione uguale e contraria che spinge il veicolo in direzione opposta.

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

- propulsione chimica (reazioni chimiche);
- propulsione di gas freddo;
- propulsione elettrica (accelerazione di ioni o elettroni).

### 3.1 Propulsione Chimica

La propulsione chimica sfrutta le reazioni chimiche per produrre particelle ad altissima velocità che successivamente vengono espulse mediante un ugello di scarico. I motori a combustione chimica sono di tre tipi: liquidi, solidi ed ibridi.

#### 3.1.1 Liquidi

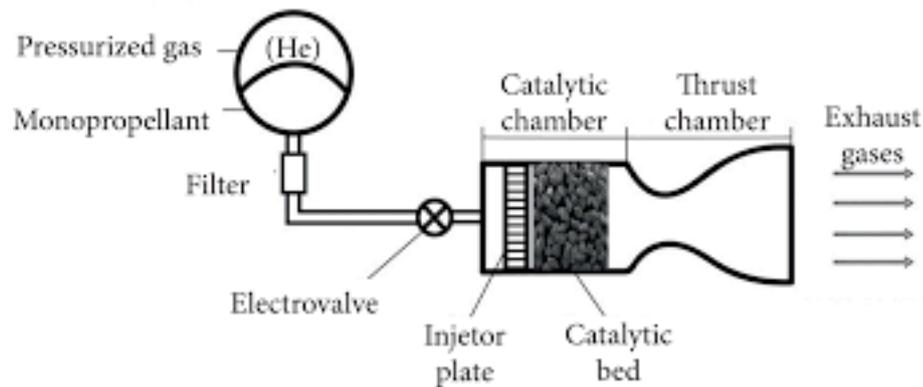
I propulsori a propellente liquido, detti anche *engine*, si dividono a loro volta in monopropellente e bipropellente.

**I Monopropellente** sfruttano un singolo liquido per produrre l'energia necessaria a spingere il satellite, sfruttando la reazione di decomposizione catalitica. In passato veniva utilizzato molto il Perossido di Azoto ( $H_2O_2$ ), al giorno d'oggi viene utilizzata esclusivamente l'Idrazina ( $N_2H_4$ ).

Questo tipo di propulsore è impiegato soprattutto per il controllo di assetto e per la velocità del satellite.

Il principio di funzionamento è abbastanza semplice in quanto il liquido contenuto in un serbatoio, all'occorrenza, viene spinto da una pompa nella camera di combustione mediante degli iniettori che permettono al liquido (Idrazina) di entrare sotto forma di "spray" nella camera di catalizzazione dove entra a contatto con il catalizzatore (solitamente un metallo di transizione come l'Iridio depositato su un letto di materiale poroso quale l'allumina). Si ha una reazione esotermica tale per cui l'idrazia vaporizza e si decompone in gas ad alta temperature quali idrogeno, azoto e ammoniaca ( $NH_3$ ).

Alla fine del processo di decomposizione dell'idrazina i gas lasciano la camera di catalizzazione/combustione ed espandono in un ugello di scarico producendo spinta [15].



**Figura 3.1:** Monopropellant Thruster [16]

**I Bipropellenti** non sono altro che due liquidi, il combustibile e l'ossidante, che vengono mescolati in una camera dove si sviluppa una reazione di combustione. Tra i liquidi più impiegati ci sono il Tetrossido di Azoto ( $N_2O_4$ ) come ossidante e la monometilidrazina ( $MMH$ ) come combustibile. Questo sistema è molto vantaggioso, in quanto, entrambe le miscele, sono presenti in forma liquida a temperature ordinarie, quindi facilità di stoccaggio, ma soprattutto perché il propellente è di tipo ipergolico, ovvero, la reazione avviene appena i due liquidi vengono mescolati. Ci sarebbero altri liquidi, quale  $H_2$ ,  $O_2$  ed  $F_2$  che, essendo in fase gassosa a temperatura ordinarie, devono essere utilizzati con sistemi criogenici [15].

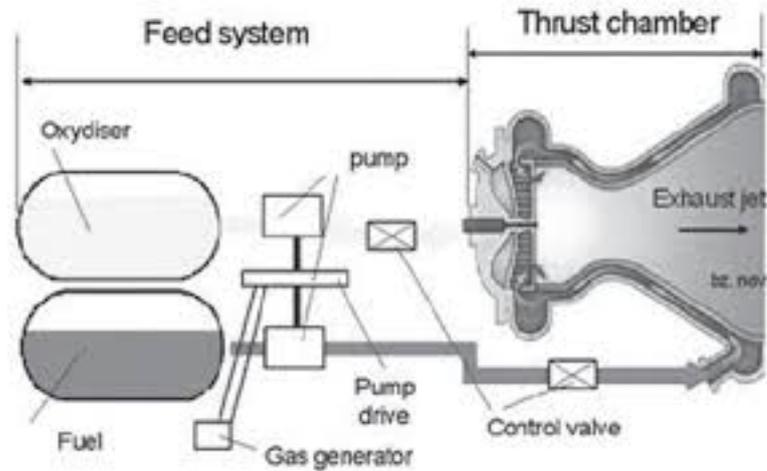


Figura 3.2: Bipropellant engine [17]

**Solid Motor** è la denominazione data ai propulsori chimici a propellente solido, strutturalmente più semplici rispetto ai liquidi in quanto il propellente (tipicamente polveri di alluminio) e l'ossidante (Perclorato di Ammonio  $NH_4ClO_4$ ), sono già presenti nella camera di combustione e vengono tenuti insieme da una gomma sintetica di tipo poliuretano.

Il propellente solido brucia solo dove c'è una superficie esposta, quindi brucia nelle vicinanze dell'ugello o in una cavità interna. Solitamente, questo tipo di propulsore viene impiegato quando c'è bisogno di un' unica accensione in quanto una volta avviata la combustione, questa non può essere fermata se non con l'esaurimento di tutto il propellente [15].

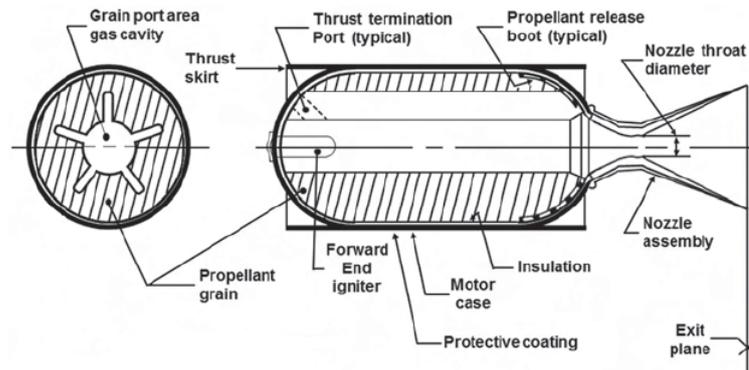


Figura 3.3: Solid rocket motor [17]

## 3.2 Propulsione con gas freddo

Il propulsore a gas freddo è il più semplice motore a razzo; si usa in tutti quei casi in cui la semplicità è più importante delle prestazioni. Questo tipo di propulsione spaziale a bassa spinta ha dimostrato di essere adatta per le manovre in LEO, grazie al livello di complessità di costruzione ed utilizzo molto basso ed un'efficienza di utilizzo del propellente. Il propulsore è composto principalmente da un serbatoio pressurizzato per il propellente, elettrovalvole e un ugello di espansione.

Questo tipo di propulsione viene impiegata soprattutto per il controllo di assetto durante il funzionamento del satellite in orbita [18].

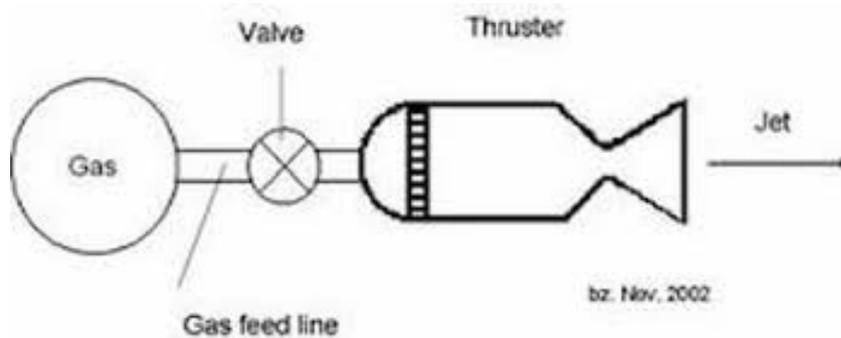


Figura 3.4: Cold Gas Thruster [18]

## 3.3 Propulsione Elettrica

La propulsione elettrica utilizza l'energia elettrica per energizzare e accelerare il propellente. Questi tipi di propulsori vengono divisi in tre grandi categorie in base al meccanismo di accelerazione: (i) elettrotermica, (ii) elettrostatica, (iii) elettromagnetica [19].

### 3.3.1 Elettrotermica

Questa categoria di propulsori sfrutta il meccanismo di accelerazione termogasdinamico, il quale è lo stesso dei propulsori chimici: il propellente portato ad alta temperatura in un'opportuna camera di pre-riscaldamento è lasciato espandere attraverso un ugello. In questo modo l'energia termica fornita al propellente è convertita in energia cinetica ed è quindi trasformata in una fonte utile a generare spinta. I propulsori elettrotermici si suddividono in Resistojet ed Arcjet.

## Resistojet

Nei Resistojet una resistenza elettrica è usata per infondere calore al flusso di gas. A loro volta si distinguono in due tipologie:

- Direct contact, in cui la resistenza è posta a diretto contatto con il propellente, il calore è trasmesso per convezione.
- Sealed cavity, la resistenza è posta in una cavità sigillata, non a contatto con il propellente. La resistenza per irraggiamento trasmette la potenza termica allo scambiatore che a sua volta cede per convezione il calore assorbito al propellente.

Lo scambiatore funge da protezione per la resistenza in quanto utilizzando propellenti molto reattivi si incorre nella corrosione della resistenza. Le temperature raggiungibili sono in qualche modo limitate dai gradienti di temperatura necessari per trasferire calore dalla resistenza attraverso l'isolante, le pareti e nel gas. Ciò può essere ridotto e si possono raggiungere temperature del gas più elevate usando le pareti del condotto del gas come elemento resistivo a spese di complicazioni meccaniche.

La limitazione della temperatura dei materiali limita l'Impulso Specifico ( $I_{sp}$ ) dei Resistojet a meno di  $10^3$  secondi per l'Idrogeno. Un'alternativa interessante è l'Ammoniaca ( $NH_3$ ) che può essere decomposta a temperature relativamente basse ( $1033\text{ K}$ ) in Azoto ed Idrogeno. In questo modo, l'  $I_{sp}$  può arrivare fino a 350 secondi ad una temperatura di 1900 K. L'efficienza di questi propulsori cala rapidamente all'aumentare dell' $I_{sp}$ , a causa dell'energia richiesta per decomporre il propellente. Questa energia non viene recuperata come energia di spinta e viene quindi persa. Sebbene l'efficienza diminuisca all'aumentare dell' $I_{sp}$ , la semplicità e affidabilità di questo sistema lo rendono vantaggioso in molti casi [19].

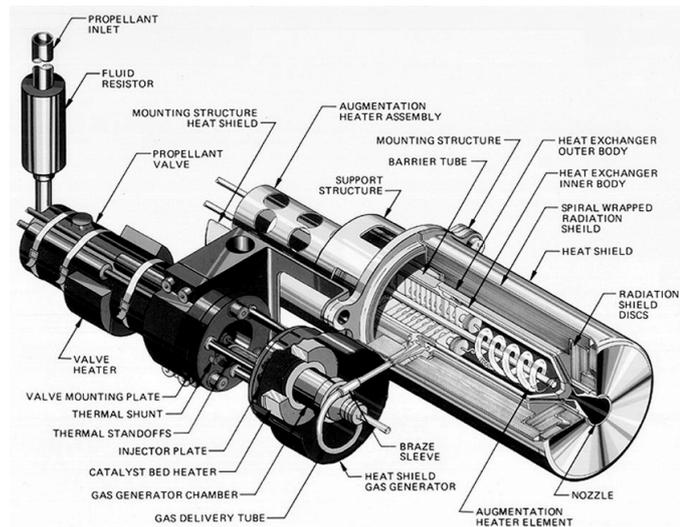


Figura 3.5: Resistojet Engine [20]

## Arcjets

Le limitazioni sull'impulso specifico, imposto dai materiali di cui è fatta la resistenza, in primo luogo, potrebbero essere superate infondendo energia direttamente nel gas attraverso un arco elettrico ad alta intensità.

In questo modo, la temperatura del gas può essere aumentata al di sopra del punto di fusione degli elettrodi  $10^4 K$ . A queste temperature si verifica una sensibile dissociazione e ionizzazione del gas, assorbendo energia che non può essere recuperata nell'ugello. Si verificano ulteriori perdite sugli elettrodi. Le perdite per radiazione riducono anche l'efficienza complessiva. Le perdite predominanti, però, sono quelle per dissociazione e ionizzazione.

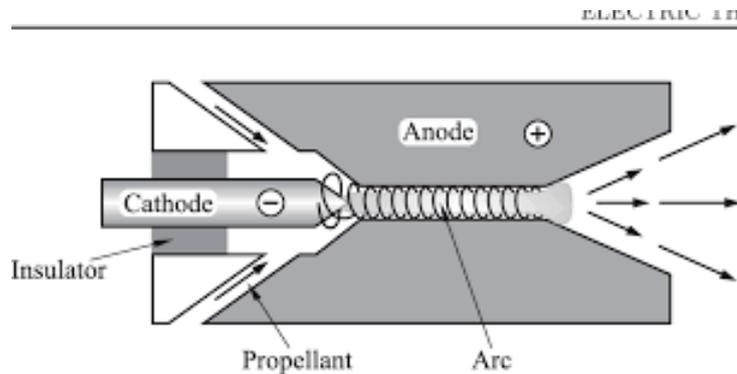


Figura 3.6: Arcjet Engine [21]

### 3.3.2 Elettrostatica

I propulsori elettrostatici sono composti da tre elementi fondamentali: una fonte di ioni o altre particelle cariche, un elettrodo acceleratore, il quale fornisce il campo elettrico per accelerare le particelle ed un neutralizzatore il quale di solito è un emettitore di elettroni che permette lo scarico del fascio neutralizzato.

I propulsori elettrostatici sono abitualmente classificati in base al tipo di particella carica utilizzata e dal metodo utilizzato per produrre queste particelle. Quelli che usano atomi carichi come  $Hg^+$  o  $Cs^+$  sono chiamati motori ionici mentre quelli che usano agglomerati carichi di atomi o molecole sono chiamati propulsori colloidali per indicare la loro natura microscopica ma multiparticellare.

### Electrosprys

I sistemi di propulsione a elettrospray utilizzano il principio dell'estrazione elettrostatica e accelerazione di ioni da un propellente costituito da sale conduttivo.

Uno dei maggiori vantaggi di questa tecnologia rispetto ad altri tradizionali sistemi di propulsione elettrica è che non è richiesta la ionizzazione in fase gassosa. Il propellente non deve essere pressurizzato per lo stoccaggio poiché scorre attraverso l'azione capillare a causa del processo di evaporazione degli ioni. L'emissione può essere controllata mediante modulazione di tensione.

Inoltre, in alcuni casi, è possibile utilizzare entrambe le specie di ioni negativi e positivi, evitando la necessità di un neutralizzatore che semplifica la progettazione e il funzionamento del sistema. Gli ioni espulsi raggiungono velocità molto elevate che si traducono in un impulso specifico elevato [22].

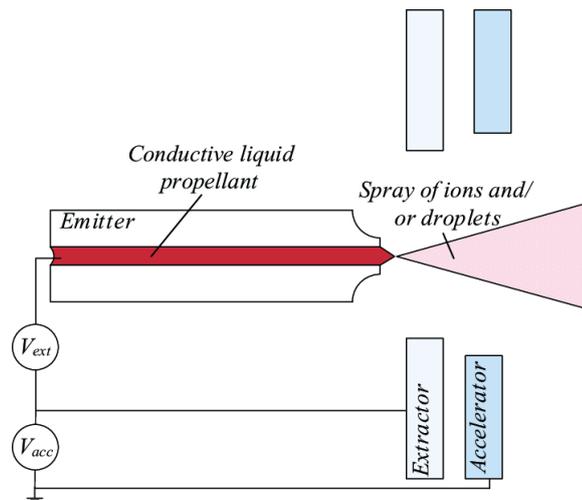
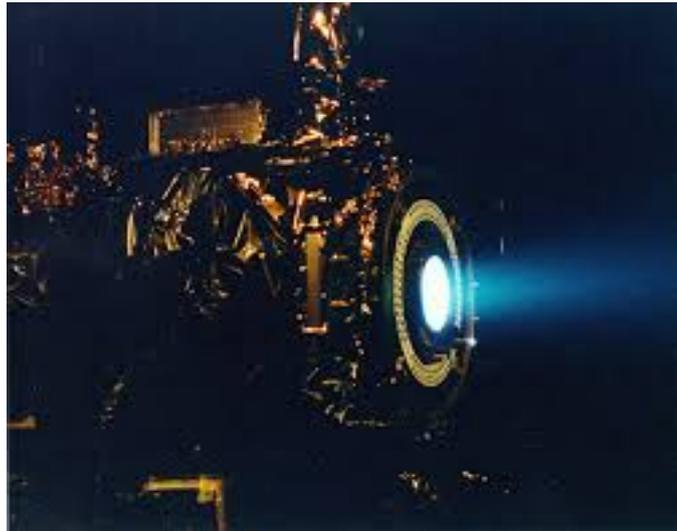


Figura 3.7: Electrospray thruster [23]

## Ion Engine

Nei propulsori ionici, il propellente viene ionizzato utilizzando varie tecniche di generazione del plasma. I motori a radiofrequenza (RF) raggiungono la spinta producendo ioni con scariche senza elettrodi che si ottengono in genere utilizzando una bobina elicoidale a frequenze dell'ordine di  $1MHz$ . Le particelle sono quindi accelerate ad una velocità di scarico estremamente elevata dalle griglie elettrostatiche. Questi dispositivi hanno una elevata efficienza se comparati agli altri sistemi propulsivi elettrici. Inoltre, l'assenza degli elettrodi evita potenziali minacce per la durata del propulsore il quale è limitato solamente dall'erosione della griglia.



**Figura 3.8:** Ion Engine [24]

### 3.3.3 Elettromagnetica (Plasma Thrusters)

I propulsori al plasma dipendono dall'interazione tra campi magnetici e correnti nei gas o plasmi fortemente ionizzati. Ioni negativi (elettroni) e ioni positivi vengono accelerati insieme e i problemi sono simili a quelli dei motori che utilizzano conduttori solidi o liquidi. L'interesse per i propulsori al plasma deriva da diverse considerazioni.

Il primo luogo, non vi è alcun problema di neutralizzazione poiché le cariche positive e negative vengono accelerate in ugual misura per produrre un flusso di scarico completamente neutro. Secondo, le densità di spinta disponibili sono maggiori dei dispositivi elettrostatici.

Ovviamente un motore dovrebbe essere di piccole dimensioni o essere estremamente potenti. In pratica, la pressione magnetica verrebbe ridotta a valori più gestibili per avere propulsori più grandi e meno potenti. Esiste un limite a questo approccio fissato dalle caratteristiche operative dei dispositivi al plasma che tendono ad essere più efficienti con campi magnetici più intensi.

Un altro modo di ridurre i livelli di potenza media è di operare il propulsore in regime pulsato così quel picco di potenza può risultare alto in modo efficiente ma la potenza media può essere tenuta bassa. La pulsazione è di solito fatta attraverso scariche di condensatori in brevissimo tempo (microsecondi) per ottenere il picco di potenza necessario.

### Pulsed Plasma Thruster

Nei propulsori plasma pulsato, la spinta è prodotta innescando da una scarica ad alto voltaggio tra due elettrodi la quale dà come risultato un arco elettrico che tipicamente va ad asportare un materiale allo stato solido. Viene prodotto un campo magnetico auto-generato che accelera ed espelle le particelle dalla testa del propulsore. Tipicamente il propellente viene spinto in avanti da una molla durante l'utilizzo. Questa tecnologia è importante per la sua semplicità di miniaturizzazione rispetto ad altri sistemi di propulsione elettrica. Principali problemi di questi propulsori senza elettrodi sono incentrati nella ablazione non uniforme del propellente.

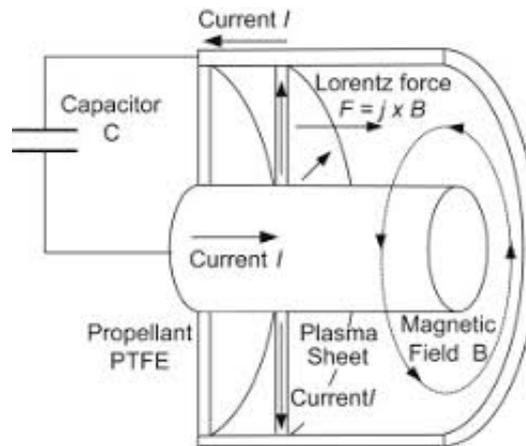
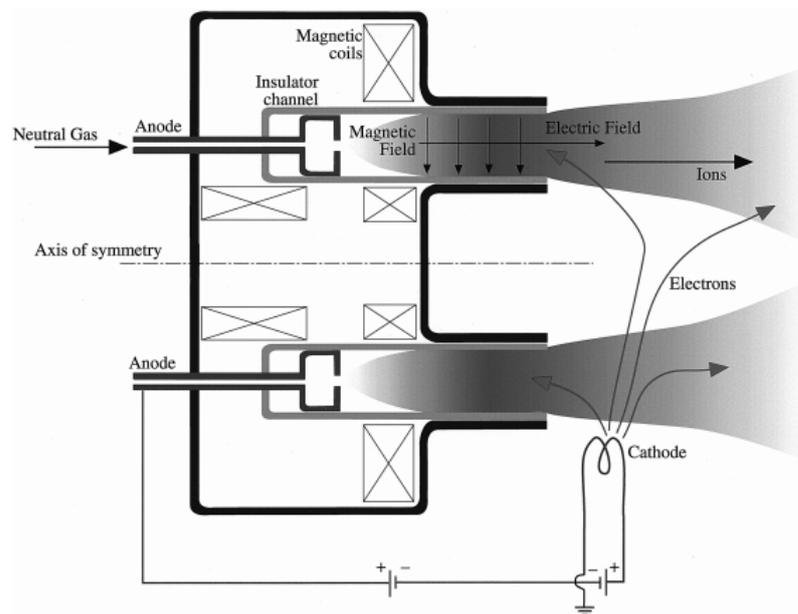


Figura 3.9: Pulsed Plasma Thruster [25]

### Hall Effect Thrusters

la propulsione a effetto Hall è una tecnologia matura per i sistemi per i grandi spacecraft. La miniaturizzazione di alcuni componenti, come il neutralizzatore, risulta complicato da raggiungere ed il consumo di energia è relativamente alto se comparati alle altre tecnologie di propulsione elettrica. Inoltre, un miglioramento è stato fatto per integrare totalmente i sistemi propulsivi ad effetto hall, i quali possono supportare lunghe trasferte per missioni interplanetarie.

Il propellente, principalmente Xenon, è ionizzato in una camera e accelerato da un campo elettrico assiale creato da un campo magnetico il quale ritarda il flusso di elettroni dal catodo cavo esterno all'anodo. Mentre solo un singolo alimentatore è richiesto in stato stazionario, l'accensione del propulsore richiede un'alimentazione aggiuntiva per preriscaldare il catodo e innescare la scarica. La Power Processing Unit (PPU) sequenzia propriamente gli alimentatori per innescare il propulsore e le operazioni di transizione allo stato stazionario [22].



**Figura 3.10:** Hall Effect Engine [20]

## Capitolo 4

# Manovre di Rendezvous e Docking

Le equazioni del moto orbitale a cui si fa riferimento per una manovra di Rendezvous sono le equazioni di Hill. Possono essere utilizzate finché il veicolo intercettore (Chaser) non si trova nelle immediate vicinanze del bersaglio (Target). Per lo spostamento relativo tra i due oggetti risulta conveniente che uno dei due venga considerato come punto fisso. Per l'analisi delle manovre da compiere per ottenere un Rendezvous è meglio usare come sistema di riferimento il centro di massa del target; questo è definito come sistema di riferimento orbitale locale [26]. Le equazioni di Hill, valide per orbite circolari, e sono definite come:

$$\begin{aligned}\ddot{x} - 2\omega\dot{z} &= \frac{F_x}{m_c} \\ \ddot{y} + \omega^2 y &= \frac{F_y}{m_c} \\ \ddot{z} + 2\omega\dot{y} - 3\omega^2 z &= \frac{F_z}{m_c}\end{aligned}$$

La manovra di *Rendezvous* orbitale è il tipo di manovra che deve compiere un satellite intercettore (Chaser) per intercettare un secondo satellite detto bersaglio (Target) in modo tale che i due satelliti, alla fine della manovra, occupino idealmente la stessa posizione con velocità relativa nulla. Il problema viene generalmente suddiviso in due fasi: una denominata "macroscopica" e consiste nel portare il satellite *intercettore* ad occupare una posizione prossima a quella del satellite *bersaglio*. Questa fase prende anche il nome di rifasamento per il rendezvous. La seconda fase, che sarà definita "microscopica", inizia quando i due satelliti sono in prossimità l'uno dell'altro e termina con l'aggancio (*Docking*) del satellite bersaglio da parte di quello intercettore. Questa fase prende il nome di fase terminale di rendezvous [26].

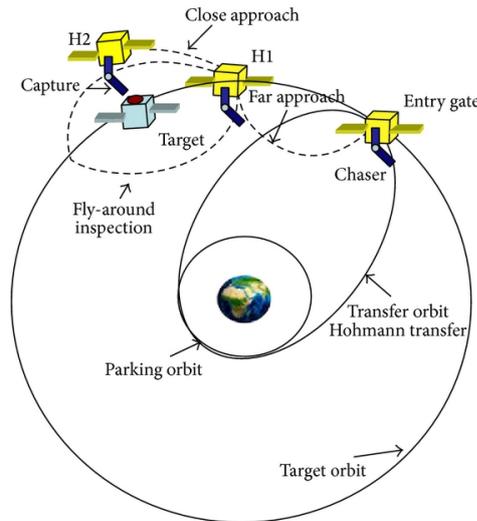


Figura 4.1: Manovra di Rendezvous [27]

## 4.1 Variazione di orbita in condizioni di spinta impulsiva

Le manovre di spinta, in prima approssimazione, possono essere trattate come impulsi, cioè come cambiamenti istantanei di velocità al momento della manovra. In realtà, a causa delle limitazioni del livello di spinta disponibile, le manovre impulsive sono considerate ideali ma vengono applicate delle spinte costanti in un determinato momento per realizzare la manovra. Il caso ideale, d'altro canto, consente di calcolare facilmente le manovre, analizzare le strategie di manovra e valutare il minimo  $\Delta V$  richiesto [26].

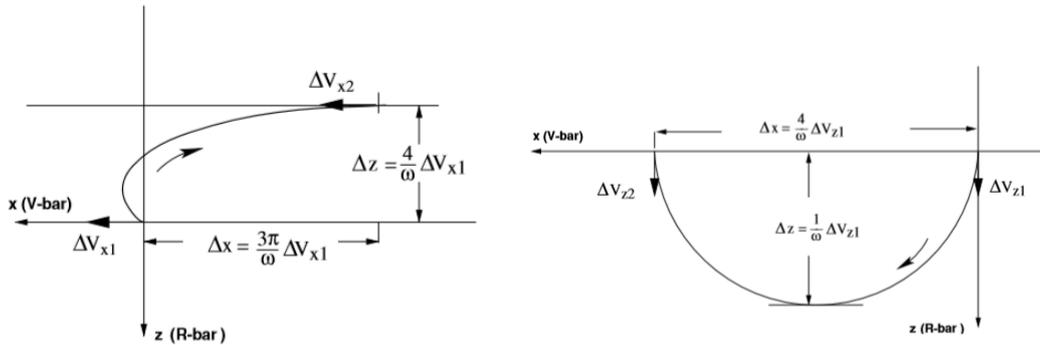
### 4.1.1 Trasferimento di orbita a diversa altitudine

Per trasferire un veicolo su un'orbita a diversa altitudine, si applicano due impulsi. Viene applicato il primo impulso a  $T/2$  che rende l'orbita ellittica, per circularizzare l'orbita si applica un secondo impulso della stessa intensità e nella stessa direzione dopo  $T/2$ . Questa manovra è meglio nota come Trasferimento di Hohmann [26].

### 4.1.2 Impulso Radiale

Il trasferimento mediante impulsi radiali permette uno spostamento in direzione tangenziale. La dinamica per questa manovra è la medesima del paragrafo precedente in cui viene applicato un primo impulso con una certa intensità e direzione a

T/2 successivamente si applica un secondo impulso al T/2 successivo per interromperla. il  $\Delta V$  totale richiesto per una tale manovra a due impulsi è  $\Delta v = \omega^2 \Delta x$ . Rispetto al trasferimento lungo la V-bar (Trasferta di Hohmann), il trasferimento mediante impulsi radiali è significativamente più costosa cioè di un fattore  $3/2\pi$ . Una delle caratteristiche interessanti di questo tipo di manovra è data dal fatto che senza il secondo boost il satellite ritornerebbe nella condizione di partenza; questo può risultare utile nel momento in cui ci sia una failure proprio con il secondo boost, la ripetizione della traiettoria di trasferimento è consentita senza costi di  $\Delta V$  aggiuntivi [26].



**Figura 4.2:** A sinistra è mostrata la trasferta di Hohmann mentre a sinistra l'esempio di una radial boost entrambe in regime di spinta impulsiva [26]

## 4.2 Variazione di orbita in condizioni spinta continua

L'ipotesi di spinta impulsiva non è sempre giustificata, difatti, considera una spinta infinitamente grande in un tempo estremamente piccolo. Nella realtà, si ha a disposizione una spinta in modulo finito. Sorge, a quindi, il problema di determinare le condizioni sotto cui l'approssimazione di manovra impulsiva viene accettata e quando questa non può verificarsi. Non essendoci una regola precisa che possa guidare nella scelta, né un valore di spinta che fornisca una netta separazione, si farà ricorso al valore del rapporto spinta/peso per classificare approssimativamente, l'entità della spinta fornita dal propulsore. Il rapporto spinta/peso rappresenta il rapporto tra il modulo della spinta disponibile massima  $T$  ed il peso  $W_s$  del veicolo spaziale [28].

**Spinta alta** ( $T/W_s > 0.5$ ) in questo caso il termine dominante è rappresentato dalla spinta propulsiva, la quale è maggiore rispetto alle forze esterne che vengono

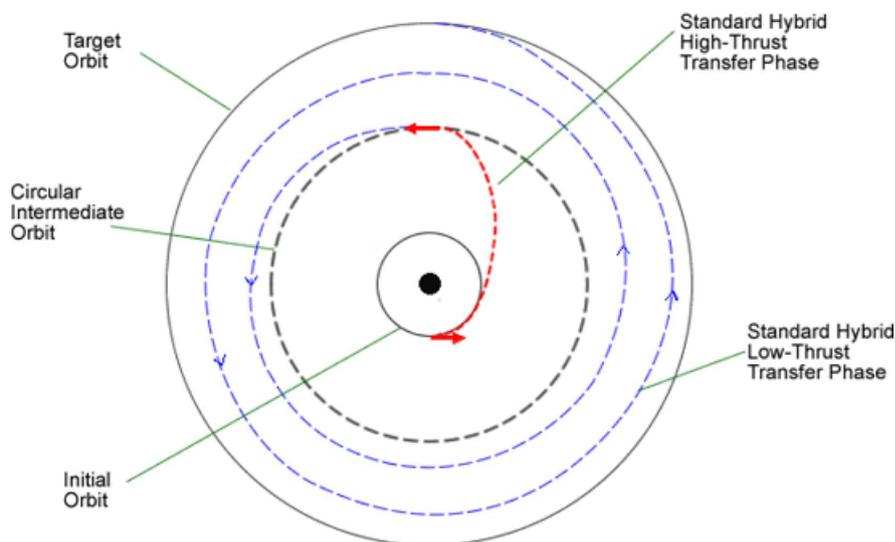
esercitate sul satellite. Il comportamento del veicolo, quindi, può essere studiato, in prima approssimazione, ricorrendo all'ipotesi di manovra impulsiva; [28].

**Spinta bassa** ( $T/W_s) < 10^{-5}$  in questo caso la spinta, in modulo, è molto piccola se paragonata all'attrazione gravitazionale esercitata dal satellite stesso. Per questo motivo, l'accelerazione del sistema propulsivo può essere considerato come una "perturbazione" che tende ad allontanare il veicolo dalla sua traiettoria kepleriana [28].

Per tutti quei valori di rapporto spinta-peso si procede con uno studio per valutare quale metodo di propulsione può essere il più indicato per la missione da compiere.

#### 4.2.1 Trasferimento di orbita a diversa altitudine

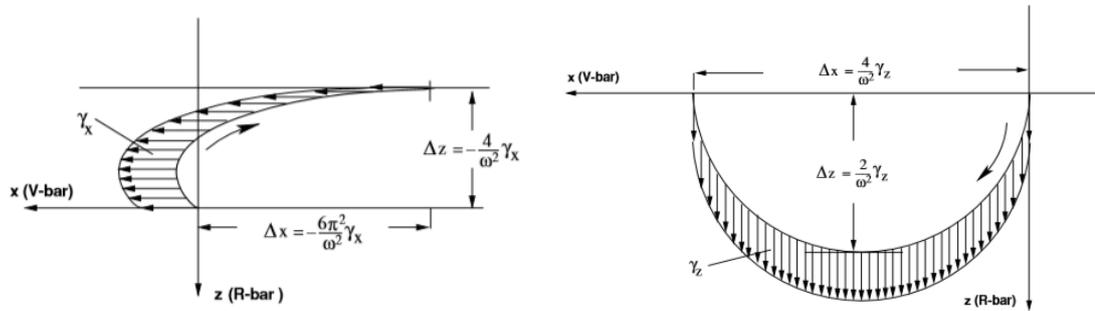
La differenza più importante tra manovra puramente impulsiva e manovra in regime di spinta continua è la differenza di durata. La variazione di altezza orbitale, che può essere ottenuta con una particolare quantità di  $\Delta V$ , è la stessa. In questo caso la spinta avviene per tutto il periodo  $T$ . La spinta per unità di massa richiesta su un periodo  $T$  per ottenere la differenza di quota è quindi  $\gamma_x = -\frac{\omega^2}{4\pi}\Delta z$ . Il  $\Delta V$  totale richiesto è pari a  $\Delta V = \gamma_x T = \omega^2 \Delta z$ . Quello appena calcolato è lo stesso  $\Delta V$  richiesto per la traferta di Hohmann (impulsiva) [26].



**Figura 4.3:** Tratteggiata in blu si nota la traiettoria a spirale permessa dalla propulsione elettrica, in rosso quella con propulsione chimica [29]

### 4.2.2 Spinta radiale continua

Come già accennato poc'anzi la differenza tra una spinta radiale impulsiva e quella continua sta solo nel tempo di trasferimento che dal mezzo periodo ( $T/2$ ) passa ad un intero periodo ( $T$ ) ed una spinta radiale continua lungo tutta l'orbita. Il  $\Delta v_{tot} = \frac{\omega}{2} \Delta x$  che è il medesimo della spinta impulsiva [26].



**Figura 4.4:** A sinistra è mostrata la trasferta di Hohmann mentre a sinistra l'esempio di una radial boost entrambe in regime di spinta continua [26]

# Capitolo 5

## Scenari di Missione

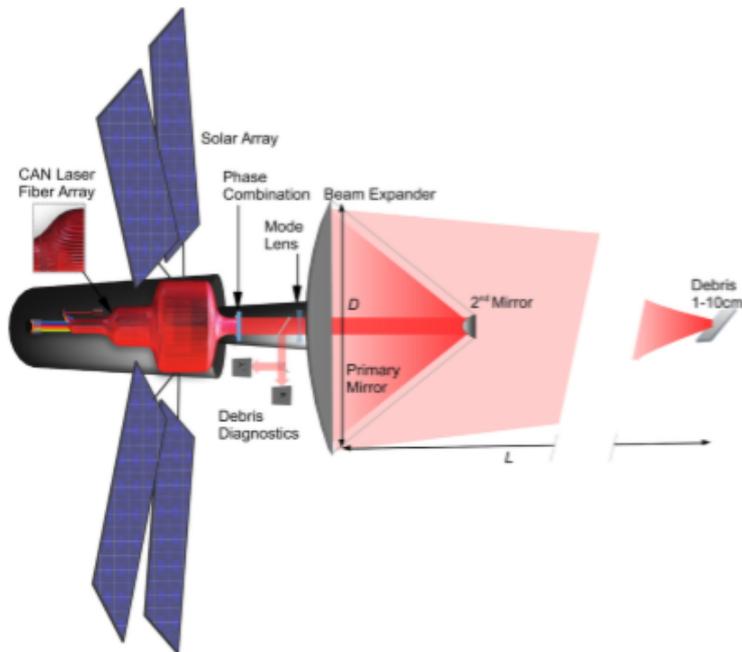
Lo scopo di questa tesi è lo studio di due scenari complementari, il primo considera un satellite dotato di laser ICAN, con sistema di rimozione dei detriti contactless, in cui viene fatto uno studio preliminare del sistema propulsivo ed un secondo scenario in cui si fa riferimento ad un satellite dotato di un braccio robotico per la cattura e rimozione dei detriti orbitali dotato già di un sistema propulsivo. I due satelliti verranno studiati prima sotto il punto di vista della missione totale, ovvero, la raccolta di detriti in un range di orbite e successivamente verrà fatto uno studio su una manovra specifica di Rendezvous per la raccolta di un singolo detrito. Infine, verrà fatto uno studio di ottimizzazione dei sistemi propulsivi presentati.

### 5.1 Scenario 1

Nell'articolo di Soulard [5] è stata presentata già una stima del peso totale e del carico utile per un tale sistema orbitante.

#### 5.1.1 Stima dei pesi

Viene impiegato un laser ICAN da 1 kW di potenza media a 10.000 fibre, vengono, di seguito, dimensionati i vari componenti del satellite per supportare il laser. La compattezza dei sistemi laser diods-pumped è significativamente maggiore rispetto ai laser tradizionali, inoltre, le celle solari montate sui satelliti sono più efficienti in termini di peso rispetto alle versioni terrestri. Prendendo come riferimento un laser industriale in fibra da 100 kW del peso di 3600 kg, si può ridimensionare e stimare un peso del laser di 900 kg. Per i pannelli solari spaziali si assume  $10 - 20\text{kg/kW}$ . Considerando un'efficienza  $\eta = 30\%$  sia per i sistemi laser che per quelli solari, le potenze in ingresso richieste sono rispettivamente di  $3,3\text{kW}$  e  $11,1\text{kW}$ . Nel caso



**Figura 5.1:** Satellite-Laser ICAN [5]

di un sistema ICAN da 1 kW il risultato è un peso del pannello solare di 222 kg. Supponendo un flusso solare di  $1.347kW/m^2$ , la superficie richiesta sarebbe di  $11m^2$ . Successivamente viene aggiunto il peso dell'ottica, del dissipatore di calore e dell'espansore del fascio. Si utilizzano, inoltre, delle moderne heat pipes da  $10kg/kW$ , per rimuovere gli  $8kW$  di calore prodotto dal laser, questo comporta un ulteriore massa di 100 kg. Per quanto riguarda la massa dello specchio primario, la densità areale per l'ottica spaziale a grande apertura è attualmente entro  $20kg/m^2$ , che è quasi un fattore 10 in meno rispetto al primario del telescopio Hubble. Per l'apertura massima considerata qui,  $3m$ , ciò equivarrebbe a  $7 m^2$  ovvero 140 kg. Compresi di altre ottiche considereremo un valore di  $350kg$  equivalente al telescopio da 3,5 m dell'Osservatorio spaziale di Herschel. Nel caso del propellente per manovrare e orientare il sistema in orbita si stimano altri 130 kg. Inoltre, si stima un propellente aggiuntivo di 120 kg per de-orbitare completamente il sistema al termine della sua missione. Sarà necessario accumulare energia per facilitare le potenze medie più elevate richieste per la modalità di tiro e anche per compensare le eclissi durante le quali è impossibile la generazione di energia solare. Per tenere conto di questo e di tutti gli altri componenti come la schermatura, si stima un peso aggiuntivo di 500 kg [5].

Massa	[kg]
Fiber laser ( $m_l$ )	900
Pannelli solari ( $m_g$ )	222
Dissipazione Calore	101
Telescopio	350
Altre ottiche	50
Propellente ( $m_p$ )	250
Altro ( $m_s$ )	500
Totale	2373

Il telescopio e le altre ottiche fanno parte della massa del payload ( $m_l$ ) .

### 5.1.2 Sistema propulsivo

Dalla stima dei pesi è stato indicato come peso del propellente 250 kg, in questo caso però il propulsore non è definito. Nel paper [5] viene puntualizzata, anche, la necessità di avere una massa di propellente di 120 kg per permettere al satellite di deorbitare; questo significa che per la missione si ha un quantitativo di propellente pari a 130 kg. Quest'ultima è stata presa come massa di propellente di riferimento per fare i dovuti studi di valutazione del tipo di propulsore da impiegare. Si ipotizza che il Satellite-laser compia ripetutamente delle manovre di Rendezvous discendenti per intercettare i detriti su più orbite. Il  $\Delta v_{raccolta}$  rappresenta la somma dei singoli  $\Delta v$  che il satellite compie per andare ad agire sul singolo detrito. Considerando come punto di partenza una quota di 1000 dalla superficie terrestre e quella finale di 700 km è stato calcolato il  $\Delta v_{raccolta} = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} = 154m/s$ .

Dalla letteratura sono stati considerati alcuni propulsori già esistenti, sia elettrici che chimici. L' intenzione è quella di studiare quale propulsore permette di compiere il  $\Delta v_{raccolta}$  necessario con il quantitativo di propellente che si può immagazzinare.

Propulsore	Modello	Spinta [N]	$I_{sp}$ [s]
Ammonia Arcjet	ESEX	2	800
Argon Resistojet	XR-150	0.25	110
Xenon Ion thruster	XIPS-13	0.0178	2585
Mercury Ion thruster	SERT-II	0.028	4200
Xenon Ion thruster	RIT-10	0.0275	3000
Xenon Ion thruster	RIT-2x	0.161	3400
Pulsed Plasma thruster	PRS-101	1.24	1350
Hall Effect thruster	TAL D-55	0.075	1600
Idrazina Monopropellente	MR-111	4.41	213
Idrazina Monopropellente	MR-113	1.12	227
Idrazina Monopropellente	EADS	1	220
(MMH+NTO) Bipropellente	AJ10-220	62	285

Conoscendo i valori di impulso specifico di ogni propulsore è stato calcolato il valore di velocità di uscita caratteristica  $c$  attraverso la formula  $c = I_{sp}g_0$ . È stato calcolato il consumo di propellente attraverso la formula  $\dot{m}_p = T/c$  e quindi la massa di propellente dalla legge di Tsiolkowsky come  $m_p = m_0(1 - e^{-\Delta v_{raccolta}/c})$ . A questo punto si ha la massa di propellente consumato per compiere il  $\Delta v_{raccolta}$ . Infine, si scelgono i propulsori che hanno propellente sufficiente per compiere la missione. Dallo studio della massa di propellente si nota che i candidati per affrontare la missione sembrano essere i propulsori:

- a Ioni;
- Magnetoplasmadinamici;
- ad Effetto Hall;
- Bi-propellente.

Ora ci si focalizza sui propulsori a ioni per procedere con l'ottimizzazione.

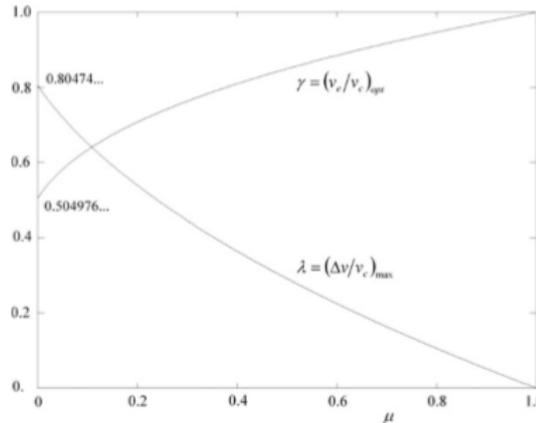
**Ottimizzazione propulsore a Ioni** La propulsione elettrica si differenzia rispetto alla propulsione chimica in quanto la velocità di uscita del gas di scarico e, quindi, l'impulso specifico non sono limitati dal tipo di propellente impiegato (come nella propulsione chimica) ma dipendono dalla tensione del generatore. Dall'equazione del razzo di Tsiolkowsky la richiesta di propellente diminuisce esponenzialmente con l'aumento della velocità di uscita del gas di scarico. Se da un lato, con l'aumentare della tensione aumenta la velocità di scarico, dall'altro aumenta anche il peso del sistema di alimentazione. Esiste, quindi, un impulso specifico ottimale che minimizza la massa di propellente e del generatore del veicolo spaziale. Note le masse dei vari componenti (citati nel paragrafo della stima dei pesi), facendo riferimento all'ottimizzazione presente sul libro [30], si può considerare il valore del payload ratio definito come:

$$\mu = \frac{m_s + m_L}{m_0} \quad (5.1)$$

Con questo valore si entra nella Figura 5.2 e si ricava il valore ottimale di  $\gamma = (v_e/v_c)_{opt}$ , dove con  $v_e$  si definisce la velocità di uscita effettiva degli ioni definita come  $v_e = \sqrt{\frac{2\eta_t \alpha m_g t_p}{m_p}}$  e con  $v_c$  la velocità caratteristica definita come  $v_c = \sqrt{2\alpha t_p \eta_t}$ , ed il corrispondente valore di  $\lambda = (\Delta v/v_c)_{opt}$ . Per formula inversa dell'equazione di Tsiolkowsky si ricava la massa di propellente ottimale  $m_p$  e la massa del generatore  $m_g = m_p \gamma^2$ . A questo punto noto il valore del  $\Delta v_{raccolta}$  della missione si possono ricavare i valori di velocità di eiezione degli ioni  $v_e = \gamma \Delta v_{raccolta} / \lambda$  e successivamente quello della velocità caratteristica  $v_c = v_e / \gamma$ . Infine, imponendo i valori di  $\alpha$  che rappresenta la potenza specifica per unità di massa, pari a  $150W/kg$  ed  $\eta_t$  l'efficienza di spinta, pari a 0.7, si determina il tempo di combustione ottimale tramite la formula  $t_p = v_c^2 / (2\alpha \eta_t)$ , quindi, il valore di impulso specifico ottimale  $I_{sp} = v_c / g_0$  per questo tipo di propulsore. L'ottimizzazione permette di capire quale deve essere il valore di impulso specifico ottimale affinché si compia la missione con il quantitativo minimo di propellente.

L'unico parametro che è possibile variare è il  $\lambda$  in quanto le masse della struttura e del payload sono già state definite.

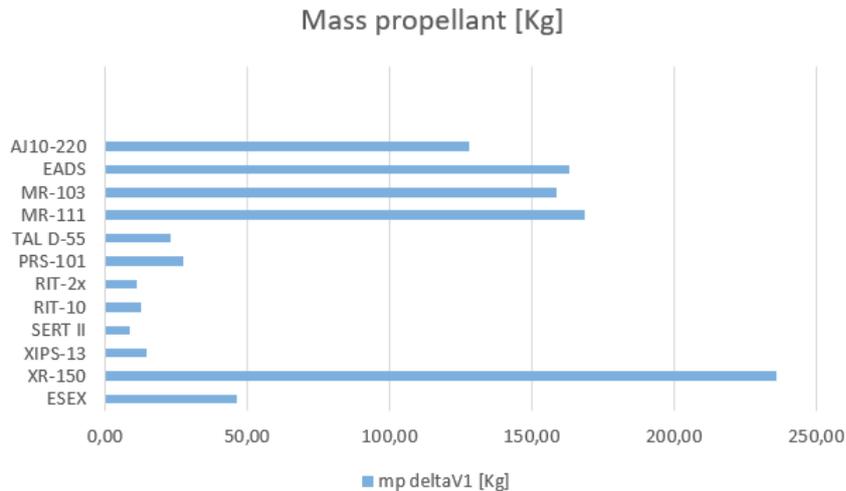
Dalla stima delle masse si ottiene un valore di  $\mu$  di circa 0.39, dal grafico del-



**Figura 5.2:** Grafico normalizzato di ottimizzazione della velocità di scarico e la propulsione massima disponibile in funzione del payload  $\mu$  [30]

l'ottimizzazione per propulsori a ioni si ottiene, invece, che il  $\lambda$  ottimale è circa 0.09. Rifacendo i calcoli con questo parametro si ottiene come valore di  $I_{sp} = 174s$ . Questo valore di impulso è basso per il tipo di propulsore e  $\Delta v$  considerato in quanto per avere impulso specifico di questo tipo il propulsore, ricordando che la

massa del satellite è particolarmente grande, dovrà impiegare un tempo di utilizzo dell'ordine del  $10^7$  secondi, un tempo estremamente grande per questo tipo di missione. La medesima cosa può essere espressa per gli altri tipi di propulsori elettrici.



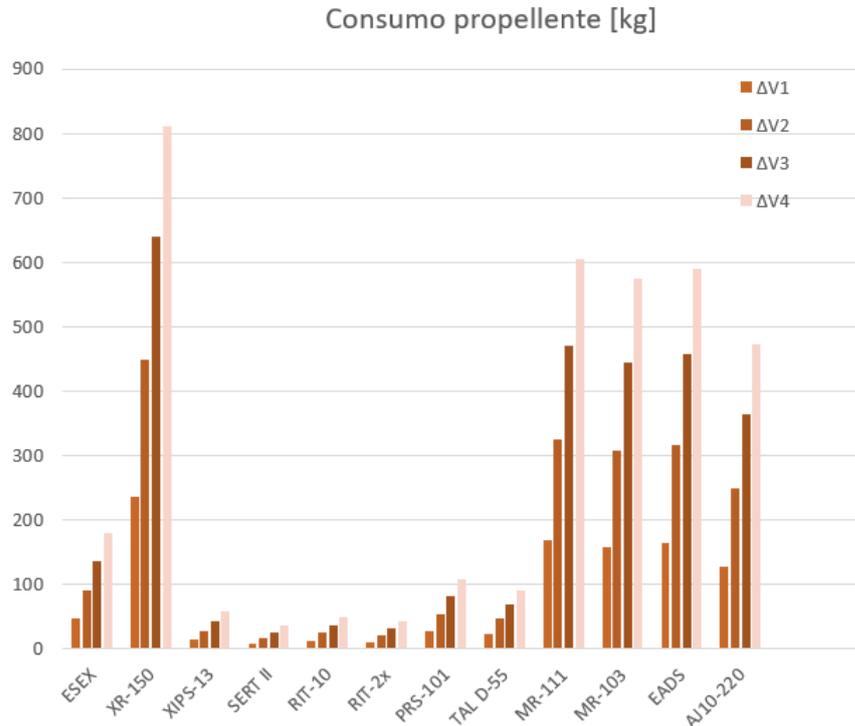
**Figura 5.3:** Consumo di propellente dei propulsori in esame con  $\Delta v = 154m/s$ .

La propulsione chimica invece fornisce valori di impulso specifico più bassi ma spinte più alte, quindi meno tempo per compiere la manovra, difatti si nota che per un propulsore bipropellente con spinta  $T=60$  N si hanno tempi di manovra dell'ordine del  $10^3$  secondi a discapito però del quantitativo di propellente impiegato che è circa 10 volte più grande rispetto ad un propulsore a ioni.

Per questo tipo di satellite sembrerebbe che la propulsione più indicata per il  $\Delta v_{raccolta}$  calcolato sia quella chimica anche se questi propulsori possiedono un consumo più elevato rispetto ad un propulsore ionico o magnetoplasmadinamico, possiede però spinte maggiori.

I propulsori elettrici, però, risulterebbero più interessanti nel momento in cui il satellite dovesse ripetere il  $\Delta v_{raccolta}$  assegnato 3 o 4 volte (ipotizzando che questo salga e scenda più volte), oppure per satelliti di dimensioni e peso minori, allora in questi casi la propulsione elettrica risulterebbe di gran lunga più efficace rispetto alla propulsione chimica.

A questo punto si considera il propulsore bipropellente Aerojet AJ10-220. Il propulsore sfrutta la combustione tra Monometilidrazina (MMH) come propellente e Tetrossido di Azoto (NTO) come ossidante, una miscela di due liquidi che anche se non sono tra i più performanti, hanno il vantaggio di essere facilmente conservabili per lungo tempo, a differenza di liquidi più performanti che necessitano di ambiente



**Figura 5.4:** Consumo di propellente dei propulsori in esame al variare del  $\Delta v_{raccolta}$ , in particolare è stato calcolato per valori 1,2 e 3 volte il  $\Delta v$  iniziale.

criogenico per rimanere allo stato liquido. La spinta è di 62 N e un impulso specifico approssimativamente di 285 secondi rendono il propulsore adatto al tipo di missione imposta. Il propulsore incorpora, inoltre, un sistema di raffreddamento tramite film di propellente ed una serie di valvole sia per ridondanza che per la riduzione delle perdite [31].

**Missione** Sia il satellite-laser che quello munito braccio robotico (Chaser), nello specifico, dovranno affrontare una manovra di Rendezvous da una quota di 1000 km fino ad avvicinarsi ad un detrito (Target) posto ad una quota di 3 km più in basso. La manovra di Rendezvous viene suddivisa in due manovre distinte. La prima prevede una trasferta di Hohmann dalla quota da 1000 a 997 km dalla superficie terrestre e facendo in modo che il satellite alla fine di questa missione si trovi ad una distanza dal detrito di 5000m. La seconda manovra prevede tre Radial Boost di avvicinamento al target due delle quali aventi  $\Delta x = 2km$  ed una con  $\Delta x = 500m$ , in questo modo il chaser si trova ad una distanza dal target di 500 m, distanza minima per una successiva manovra di docking.

Si considerano anche i disturbi legati alla resistenza di attrito [26] e alle pressione

solare [32] che producono delle variazioni di accelerazione del satellite. Viene, inoltre, trascurata la variazione di massa del satellite nel tempo.

Causa	Modello	Disturbo [ $m/s^2$ ]
Resistenza atmosferica	NRLMSISE-00, $F_{10.7} = 175$	$\gamma_{drag} = 2 \times 10^{-8}$
Pressione Solare	$F_s = (1 + K)p_s A_{\perp}$ , $K = 1$	$\gamma_{solar} = 6.32 \times 10^{-8}$

Per il satellite-laser viene trascurata la manovra di Radial Boost con  $\Delta x = 500m$  in quanto, per questo tipo di tecnologia, il laser può tracciare ed eliminare il detrito anche ad alcuni chilometri di distanza. La medesima cosa non può essere fatta con il satellite dotato di braccio robotico che dovrà in seguito effettuare un manovra di docking (che in questa tesi viene trascurata) per permettere al braccio robotico di agire raccogliendo il detrito.

Per simulare le manovre ci si avvale delle equazioni di Hill che possono risultare valide finché si considerano orbite in LEO (Low Earth Orbit) e ipotizzate circolari. Come studiato precedentemente, il satellite-laser è dotato di propulsore bipropellente dunque il tipo di manovre che questo satellite deve affrontare sono di tipo impulsivo.

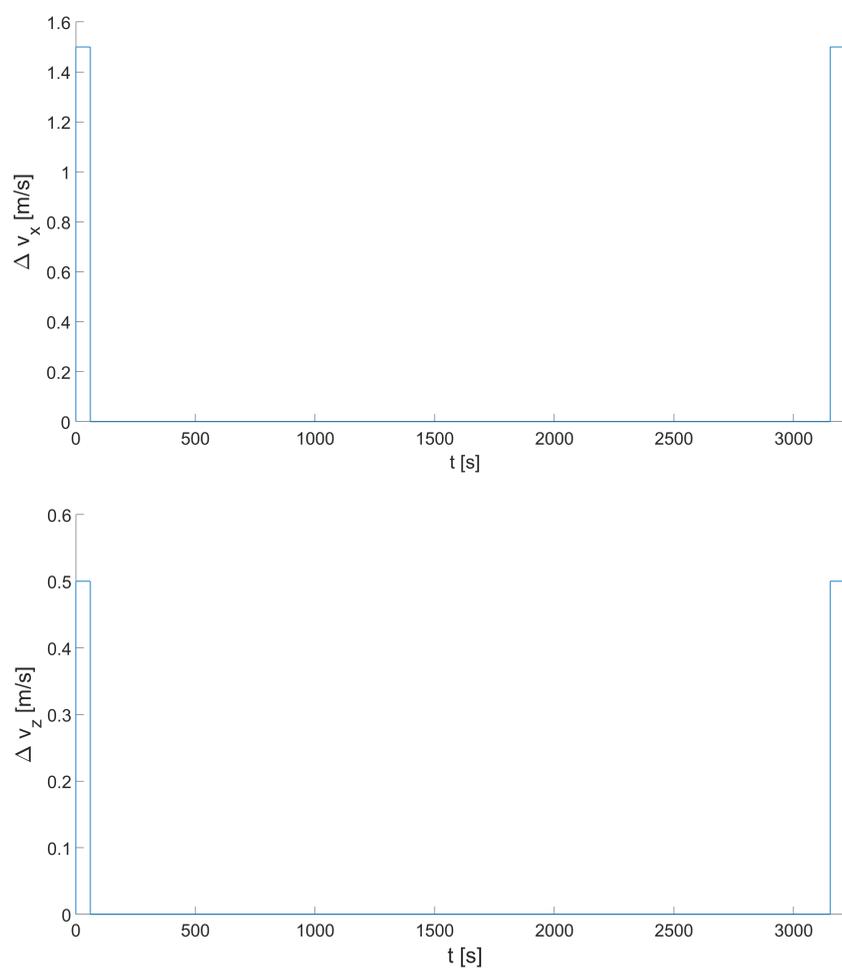
Con le equazioni di Hill si ha una idea generica delle manovre in quanto non sono definiti i valori di massa e spinta attribuiti al satellite. Nota la variazione di  $\Delta v$  per la spinta impulsiva, si valuta la spinta necessaria a compiere la trasferta di Hohmann.

**Per spinta impulsiva** Conoscendo il  $\Delta v = \sqrt{\frac{\mu}{r_{997}}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{1000}}} = 1.5m/s$  della singola missione, e considerando che il tempo di spinta deve essere molto più piccolo rispetto al periodo orbitale si considera come tempo di funzionamento del propulsore  $\Delta t$  1 minuto, che corrisponde al tempo in cui il motore resta acceso. Sapendo che la spinta si può calcolare come  $T = m \frac{\Delta v}{\Delta t}$  si ottiene una spinta di circa  $T = 60N$  concorde con il propulsore bipropellente scelto in precedenza.

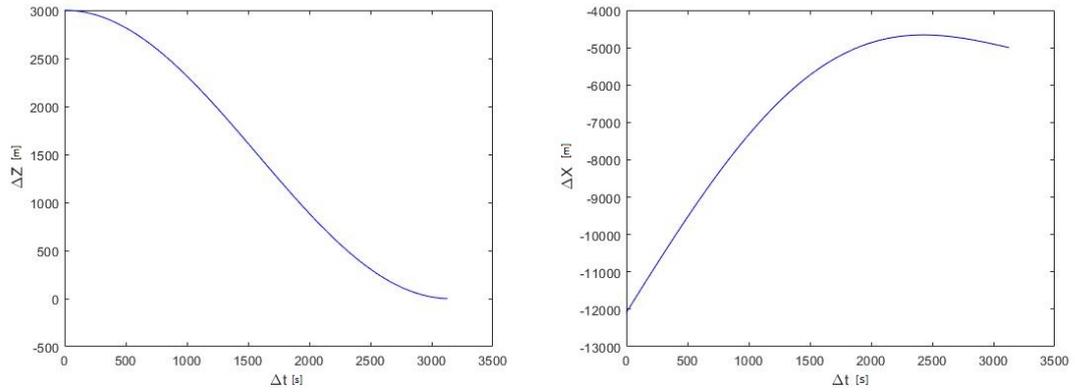
Input Hohmann	
$\Delta z$	3000 [m]
$\Delta v_{x1} = \Delta v_{x2} = \frac{\omega}{4} \Delta z$	0.747[m/s]
$\Delta x = \frac{3\pi}{4} \Delta z$	7068.58[m]
$V_{x0} = \frac{3}{2} \omega \Delta z$	4.48[m/s]

Input Radial Boost	
$\Delta z$	0 [m]
$\Delta x_{1/2}$	2000 [m]
$\Delta v_{z1} = \Delta v_{z2} = \frac{\omega}{4} \Delta x$	0.498[m/s]

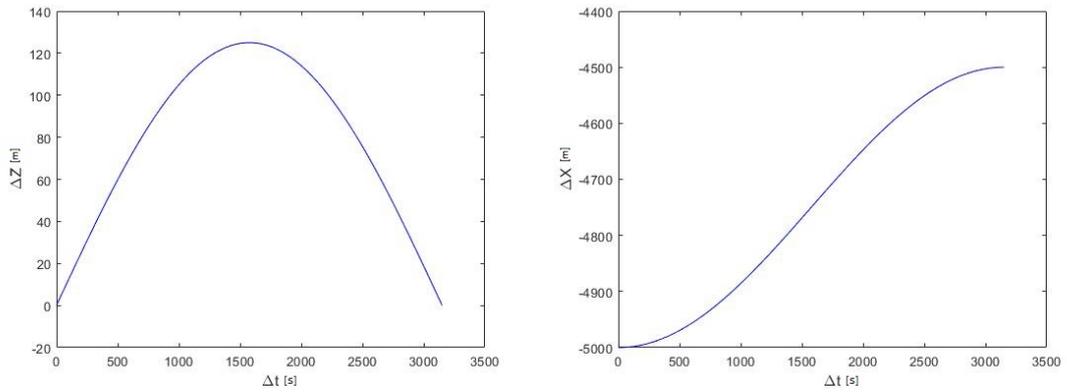
Nella Figura 5.5 sono mostrati gli andamenti degli input di  $\Delta v_x$  per la manovra di Hohmann e il  $\Delta v_z$  per le due Radial Boost. Nella Figura 5.8 è rappresentata la simulazione con spinta impulsiva in cui si ipotizza, inoltre, che non ci sia variazione lungo l'asse y, ovvero, non varia l'inclinazione delle orbite, che vengono ipotizzate equatoriali.



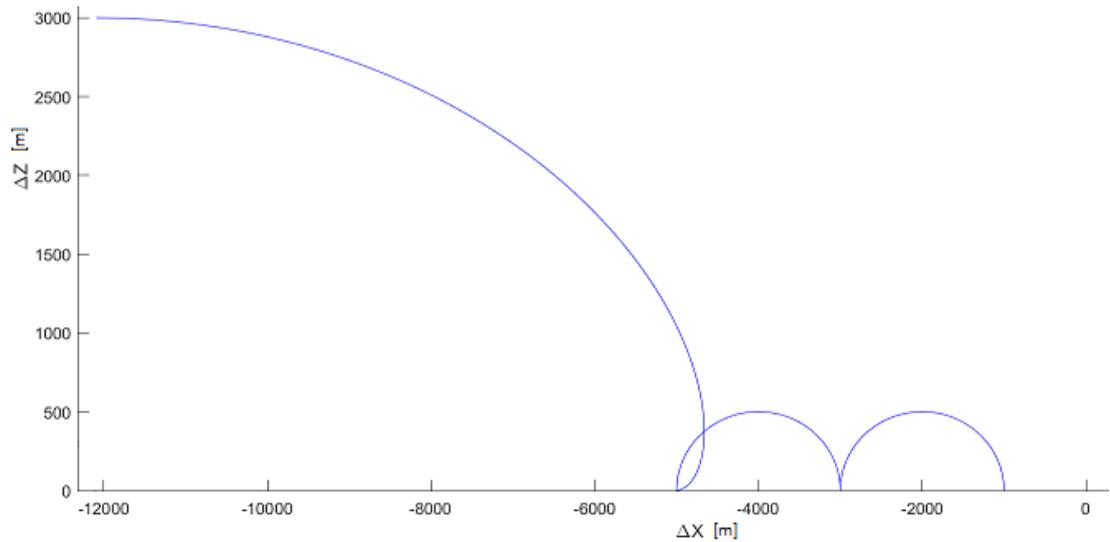
**Figura 5.5:** Andamento degli input di  $\Delta v_x$  per la manovra di Hohmann e  $\Delta v_z$  per le due Radial Boost in funzione del tempo



**Figura 5.6:** Traiettoria manovra di Hohmann  $\Delta z = 3000m$



**Figura 5.7:** Traiettoria Radial Boost  $\Delta x = 2000m$



**Figura 5.8:** Il grafico mostra una simulazione di Rendezvous comprendente una manovra di Hohmann e due Radial Boost in regime di spinta impulsiva.

Dalla Figura 5.6 si può notare la traiettoria della trasferta di Hohmann con  $\Delta z$  di 3000 metri. A sinistra è mostrato l'andamento della variazione di quota in funzione del tempo mentre a destra lo spostamento lungo l'asse X in funzione del tempo. Nella Figura 5.7 è stata rappresentata la manovra di Radial Boost con  $\Delta x$  paria a 2000 metri, a sinistra l'andamento della Z in funzione del tempo, mentre a destra la X in funzione del tempo. Infine, nella Figura 5.8 è stata rappresentata la manovra complessiva di Rendezvous riportata su assi XZ.

## 5.2 Scenario 2

Considerando il paper [6] si fa uno studio in parallelo a quello appena fatto sul Satellite-laser effettuando la medesima missione di raccolta  $\Delta v_{raccolta} = 154m/s$ . In questo caso il satellite si occupa di catturare i detriti attraverso un braccio robotico ed è già dotato di un sistema propulsivo di tipo elettrico ad Effetto Hall.

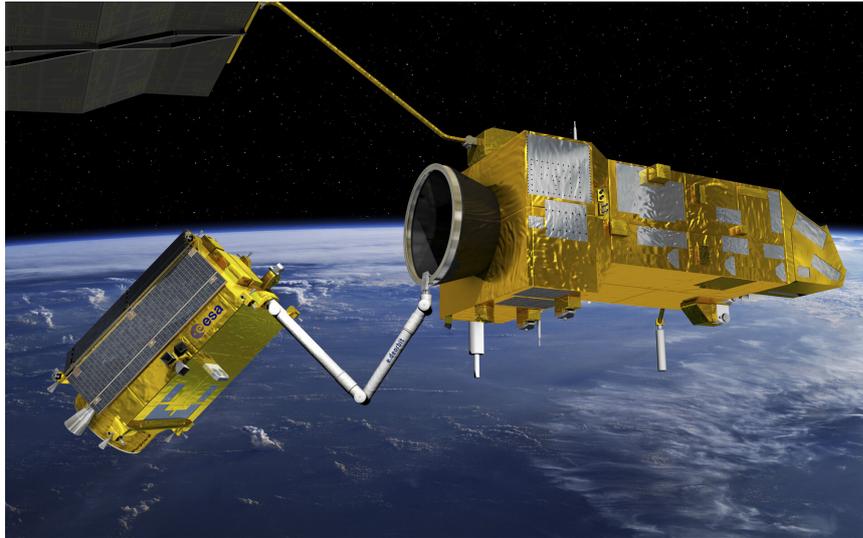


Figura 5.9: Satellite con braccio robotico [33]

### 5.2.1 Stima dei pesi

Il satellite in questione è dotato di spinta  $T_{max} = 150mN$  ed un peso totale di 100 kg [6]. Il satellite originario prevedeva la cattura di detriti di dimensioni paragonabili al peso in massa del satellite stesso permettendo a quest'ultimo di effettuare una manovra di raccolta del detrito ed il conseguente deorbiting in orbita più bassa. Nel caso di questo secondo scenario il satellite è dotato delle medesime caratteristiche di massa totale, massa di propellente e tipo di propulsore, quello che varia è che il satellite è dotato di un vano capace di accogliere detriti di medie dimensioni. Quando il vano giunge a saturazione il satellite si porta in un'orbita piuttosto bassa (300 km) per effettuare il rilascio di questi e successivamente riportarsi sull'orbita di partenza. Il range di raccolta rimane il medesimo dello scenario 1 (da 1000-700 km) inoltre si aggiunge una manovra si "scarico/ricarico" per i detriti. Facendo una stima preliminare si nota che per il  $\Delta v$  della missione di raccolta il tempo di missione è dell'ordine dei  $10^5$  secondi, un tempo di utilizzo concorde con gli standard di missioni che sfruttano la propulsione elettrica.

$m_0$ [kg]	100
$m_p$ [kg]	16
$T_{max}$ [mN]	150
$I_{sp}$ [s]	1200

Viene fatto uno studio sul  $\Delta v_{tot}$  della missione per capire quante volte il satellite può effettuare la missione. Partendo dal presupposto che il satellite si trovi già in orbita ad una quota di  $r_1 = 1000$  km il range di raccolta previsto, fino a  $r_2 = 700$  km porta ad un  $\Delta v_{raccolta} = 154m/s$  al quale si aggiungono le manovre di scarico, ovvero, il satellite si porta su un'orbita di  $r_3 = 300$  km per permettere il deorbiting dei detriti, questo comporta un  $\Delta v = 221m/s$  ed infine una manovra di ritorno sull'orbita di partenza a 1000 km la quale comporta un ulteriore  $\Delta v = 375m/s$  avendo così un  $\Delta v_{tot} = 750m/s$ .

$$\Delta v_{raccolta} = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} = 154m/s$$

$$\Delta v_{scarico} = \sqrt{\frac{\mu}{r_3}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} = 221m/s$$

$$\Delta v_{risalita} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_3}} = 375m/s$$

Manovra	Distanza	$\Delta v$
Raccolta	1000-700 [km]	154 [m/s]
Scarico	700-300 [km]	221 [m/s]
Risalita	300-1000 [km]	375 [m/s]
Totale		750 [m/s]

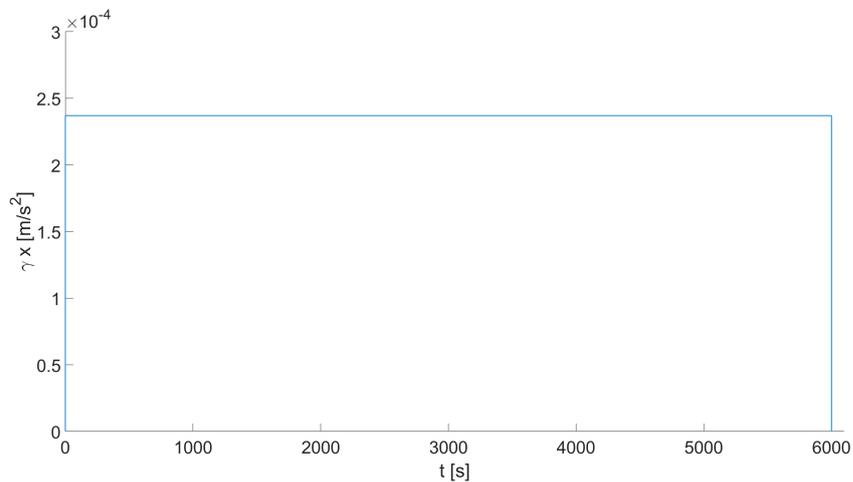
Considerando, ora, la massa del veicolo iniziale  $m_0$ , quella del propellente immagazzinato  $m_p$  e l'impulso specifico del propulsore ad Effetto Hall  $I_{sp}$  si vuole calcolare il  $\Delta v_{tot}$  massimo per capire effettivamente quante volte è possibile compiere la stessa missione. Conoscendo l'impulso specifico si ricava la velocità caratteristica definita come  $c = \frac{I_{sp}}{g_0} = 11772m/s$ , successivamente per formula inversa dell'equazione del

razzo di Tsiolkowsky si ricava il  $\Delta v_{max} = \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right)c = 2052m/s$ , che corrisponde al  $\Delta v$  massimo che può fare il propulsore. Si può notare, quindi, che il satellite può affrontare la missione 3 volte, quindi con un  $\Delta v_{finale} = 1775m/s$ , prima di ricadere in atmosfera. Questo tipo di satellite è dotato di propulsione elettrica (Hall Effect thruster), dunque il tipo di manovre saranno affrontate in regime di spinta continua.

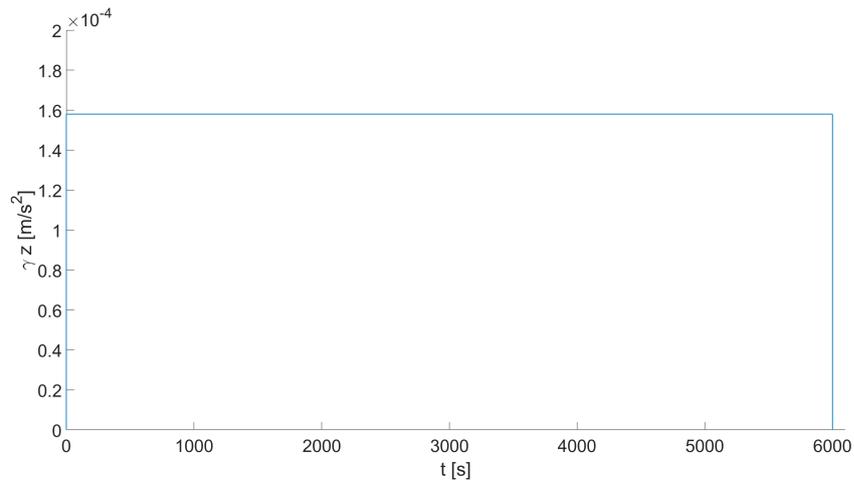
**Per spinta continua** Per la cattura del singolo detrito, considerando l'algoritmo del Rendezvous [26], si studia il valore di  $\gamma_x$  che non è altro che una accelerazione calcolata come:  $\gamma_x = \frac{\omega^2}{4\pi} \Delta z$ .

Input Hohmann	
$\Delta z$	3000 [m]
$\Delta x = 6 \frac{\pi}{\omega^2}$	$1.41 \times 10^4$ [m]
$\gamma_x = \frac{\omega^2}{4\pi} \Delta z$	$2.37 \times 10^{-4}$ [m/s <sup>2</sup> ]
$\gamma_z$	0 [m/s <sup>2</sup> ]
$V_{x0} = \frac{3}{2} \omega \Delta z$	4.48 [m/s]

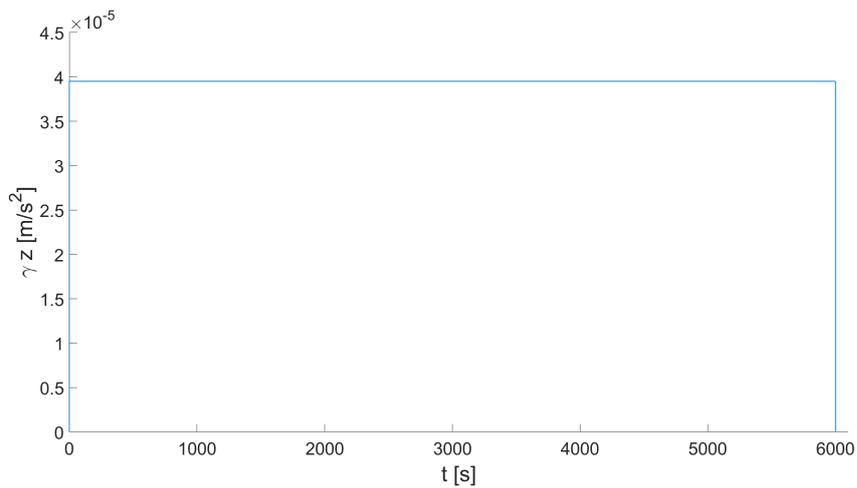
Input Radial Boost	
$\Delta z$	0 [m]
$\Delta x_{1/2}$	2000 [m]
$\Delta x_3$	500 [m]
$\gamma_x$	0 [m/s <sup>2</sup> ]
$\gamma_{z1/2} = \frac{\omega^2}{4\pi} \Delta x_{1/2}$	$1.58 \times 10^{-4}$ [m/s <sup>2</sup> ]
$\gamma_{z3} = \frac{\omega^2}{4\pi} \Delta x_3$	$3.95 \times 10^{-5}$ [m/s <sup>2</sup> ]



**Figura 5.10:** Andamento dell' input di  $\gamma_x$  per la manovra di Hohmann in funzione del tempo

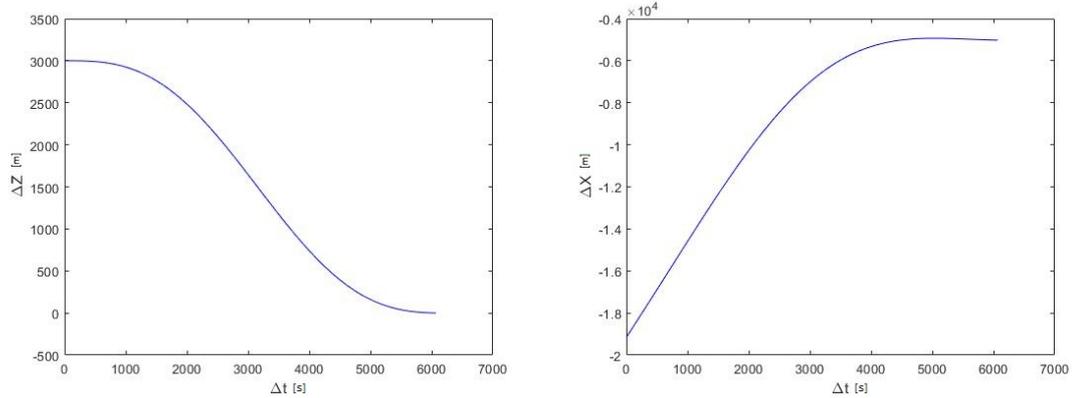


**Figura 5.11:** Andamento dell' input di  $\gamma_z$  per le manovre di Radial Boost con  $\Delta x = 2000m$  in funzione del tempo

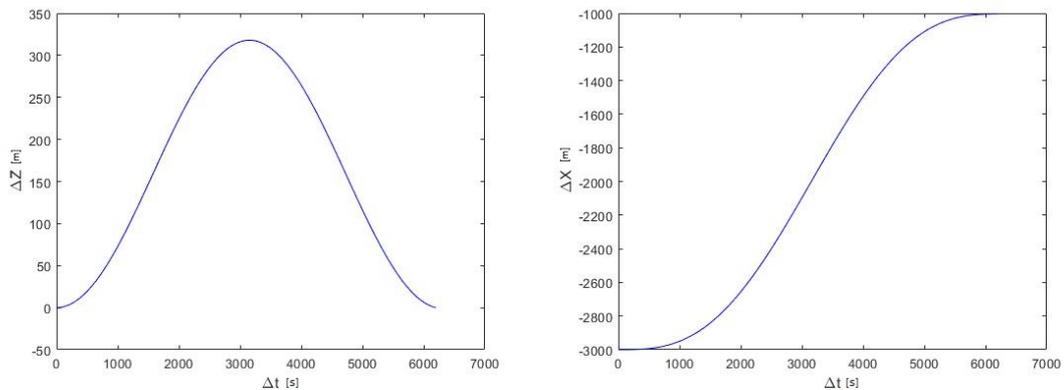


**Figura 5.12:** Andamento dell' input di  $\gamma_z$  per la manovra di Radial Boost con  $\Delta x = 500m$  in funzione del tempo

Nelle Figure 5.10, 5.11 e 5.12 sono mostrati gli andamenti rispettivamente del  $\gamma_x$  per la trasferta di Hohmann, il  $\gamma_z$  per le due Radial Boost con  $\Delta x = 2000m$  e  $\gamma_z$  per l' ultima Radial Boost con  $\Delta x = 500m$ . Dalla Figura 5.13 si può notare la trasferta di Hohmann con  $\Delta z$  di 3000 metri. A sinistra è mostrato l' andamento della variazione di quota in funzione del tempo mentre a destra lo spostamento lungo l'asse x in funzione del tempo. Nella Figura 5.14 è stata rappresentata la manovra di Radial Boost con  $\Delta x$  pari a 2000 metri, a sinistra l'andamento della



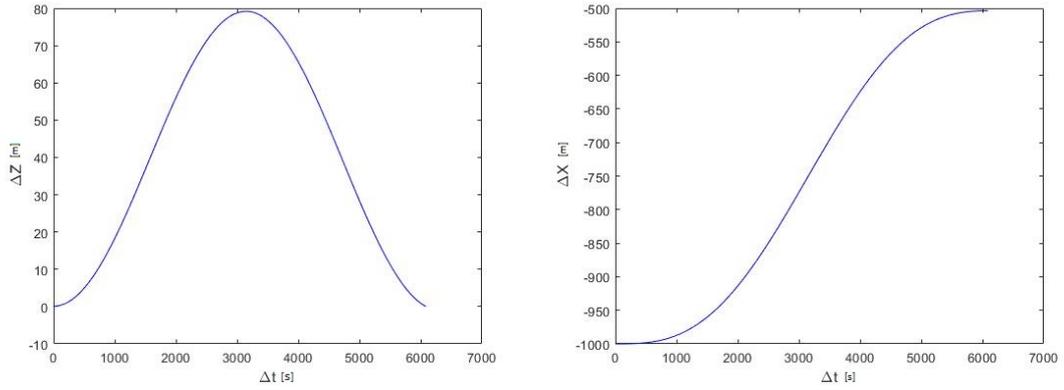
**Figura 5.13:** Traiettoria manovra Hohmann  $\Delta z = 3000m$



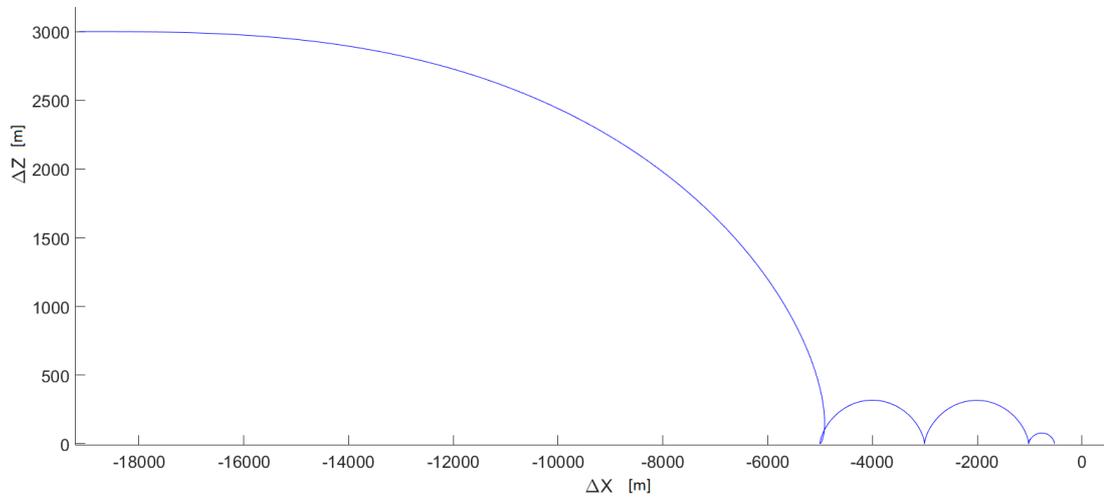
**Figura 5.14:** Traiettoria manovra RadialBoost  $\Delta x = 2000m$

Z in funzione del tempo, mentre a destra la X in funzione del tempo. In Figura 5.15 è rappresentata la medesima manovra di Radial Boost ma in questo caso con  $\Delta x$  pari a 500 metri.

Nella Figura 5.16 è stata rappresentata la manovra complessiva di Rendezvous riportata sul piano XZ. Nota quindi la massa del satellite con braccio robotico che è di circa 100 kg, attraverso la legge di Newton è possibile ricavare la spinta media  $T = m_0 \gamma_x = 24mN$ . Questo parametro di spinta media è accettabile se si considera questo tipo di propulsori in quanto, i propulsori ad effetto Hall possono variare la loro spinta da qualche decina fino a un massimo di poche centinaia di millinewton.



**Figura 5.15:** Traiettoria manovra RadialBoost  $\Delta x = 500m$



**Figura 5.16:** la figura mostra una simulazione di Rendezvous comprendente una manovra di Hohmann e le tre Radial Boost in regime di spinta continua

**Ottimizzazione propulsore** Infine, si vuole procedere, come fatto per il satellite-laser, con uno studio di ottimizzazione del propulsore ad effetto Hall e si valuta come alternativa un propulsore ionico con spinta simile a quella ricavata nella simulazione. Partendo dal  $\Delta v_{finale}$  possiamo procedere calcolando per il propulsore ad Effetto Hall dato la massa di propellente e quella del generatore.

$$\begin{aligned} \Delta v_{finale} &= 1775m/s \\ c &= I_{sp}g_0 = 11772m/s \\ m_p &= m_o \left( 1 - e^{-\Delta v_{finale}/c} \right) = 14kg \\ m_g &= \frac{c\alpha T}{2\eta} = 26.5kg \end{aligned}$$

Si nota che la massa del propellente  $m_p$  ricavata è  $2kg$  inferiore a quella stimata inizialmente ed una massa del generatore  $m_g$  che è pari ad un quarto del peso dell'intero spacecraft.

Dal paper [6], il propulsore possiede una spinta  $T = 150mN$ , la spinta richiesta per la manovra di Rendezvous (Figura 5.16) è  $T = 24mN$  si procede utilizzando un propulsore con una spinta prossima a quella richiesta. In particolare, si prova a fare uno studio con un propulsore a Ioni, il RIT-10 della *ArianeGroup*. Il RIT-10 possiede una spinta  $T = 27.5mN$  ed impulso specifico  $I_{sp} = 3000s$ .

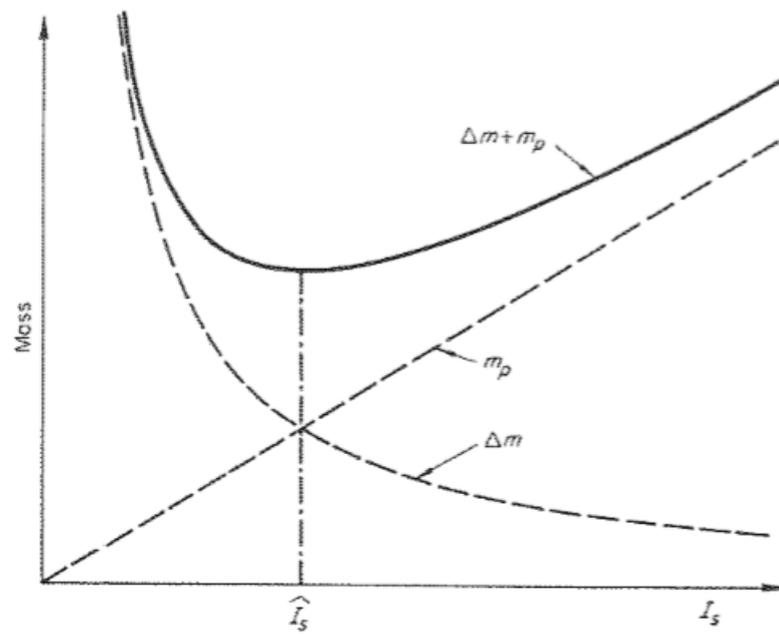
$$\begin{aligned} c &= I_{sp}g_0 = 29430m/s \\ m_p &= m_o \left( 1 - e^{-\Delta v_{finale}/c} \right) = 5.85kg \\ m_g &= \frac{c\alpha T}{2\eta} = 12.14kg \end{aligned}$$

A questo punto sembrerebbe che il propulsore a Ioni risulta essere più performante rispetto a quello ad Effetto Hall in quanto sia la massa del generatore che quella di propellente risultano nettamente più basse.

Si procede ora con il calcolo del  $I_{spott}$  per il propulsore a Ioni [20] ai fini di minimizzare la massa del propulsore e quella del generatore, conoscendo il  $\Delta v_{finale}$ , per formula inverso si ricava il tempo per la missione  $\Delta t = \Delta v_{finale} \frac{m}{T} = 6454545s$ .

Noti  $\alpha = 0.015kg/W$  ed  $\eta = 0.66$  si ricava la velocità caratteristica

$$c_{ott} = \sqrt{\frac{2\eta\Delta t}{\alpha}} = 23833m/s \text{ quindi l'impulso specifico ottimale } I_{spott} = \frac{c_{ott}}{g_0} = 2430s$$



**Figura 5.17:** Grafico che mostra la dipendenza della massa di propellente e generatore di potenza in funzione dell'impulso specifico per una missione in regime di spinta continua [20]

## Capitolo 6

# Conclusioni

Confrontando a questo punto i due scenari si vanno a considerare quali sono i vantaggi e gli svantaggi nell'utilizzare l'uno o l'altro metodo di rimozione dei detriti. Il satellite-laser sfrutta un metodo di rimozione contactless, ovvero, il fascio laser, per ablazione, va a rallentare il detrito a tal punto da farlo deorbitare, il chaser con questo metodo non ha la necessità di arrivare in prossimità del target, quindi non necessita di compiere diverse Radial Boost. Con questo metodo, quindi, il laser riuscirebbe a colpire tutti i detriti che si trovano sulle orbite designate nel range dei 300 km riguardanti la missione. Un limite che però il satellite-laser deve affrontare è il consumo di combustibile in quanto è sufficiente alla missione studiata ma diventerebbe molto più grande se si considerano range di  $\Delta v_{tot}$  più grandi, di conseguenza un sistema bi-propellente risulterebbe estremamente più dispendioso in termini di massa di propellente immagazzinato. Il satellite-laser, almeno in teoria, dovrebbe essere in grado di rimuovere i detriti su tutte le orbite designate, quindi non dovrebbe esserci la necessità di compiere la manovra più volte. A tal proposito si potrebbe, come visto nei paragrafi precedenti, optare per un sistema di propulsione elettrica che aumenta notevolmente il range di utilizzo del satellite riducendo di gran lunga il quantitativo di propellente a discapito, però, dei tempi di manovra che risulterebbero molto più lunghi anche per via della massa del satellite stesso.

Il satellite munito di braccio robotico appartiene alla categoria dei metodi di rimozione con contatto. Essendo più leggero, anche se dotato di propulsione elettrica, possiede tempi di spostamento, per la missione assegnata, ragionevoli. Il braccio robotico a differenza del laser necessita di un Rendezvous di avvicinamento ed un successivo docking per la raccolta del detrito. Proprio in termini di raccolta può esserci la prima limitazione riguardante il numero di detriti catturati, tutto dipende dalle dimensioni di questi ultimi, senza contare che la cattura comporterebbe anche un aumento di massa del satellite stesso ed uno spostamento dei parametri di

inerzia e del centro di massa che devono essere riconfigurati ad ogni cattura. Il satellite una volta saturo di detriti si porta in un'orbita più bassa per permettere il deorbiting dei detriti, questa orbita teoricamente è posta a circa 300 km dalla superficie terrestre.

Il peso del satellite-laser potrebbe risultare proibitivo, in quanto un payload di circa 2400 kg comporta un sistema di messa in orbita molto più costoso rispetto a portare in orbita un payload di 100 kg del satellite concorrente.

A questo punto si potrebbe giungere alla conclusione che quest'ultimo metodo di rimozione potrebbe essere il più valido ma in realtà i due satelliti, a parità di missione, si equivalgono, in quanto comunque entrambi riuscirebbero a rimuovere i detriti spaziali dalle orbite critiche.

Infine, un dettaglio da non sottovalutare è legato al fatto che il satellite con braccio robotico dovrà, una volta saturo di detriti, portarsi su un'orbita più bassa, per permettere il rientro dei detriti, e ritornare sull'orbita di partenza, per riprendere il lavoro di rimozione, quindi uno spostamento che comporta un  $\Delta v$  di missione aggiuntivo, un aumento del quantitativo di propellente e tempi di "carico/scarico" che causerebbero un periodo di inutilizzo del satellite stesso.

# Bibliografia

- [1] National Research Council et al. *Orbital debris: A technical assessment*. National Academies Press, 1995 (cit. alle pp. 2–8).
- [2] Brian Weeden. «Iridium-Cosmos collision fact sheet». In: *Space World Foundation*, November 10 (2009), p. 2010 (cit. a p. 8).
- [3] Brian Weeden. «2007 Chinese Anti-Satellite Test Fact Sheet». In: *Secure World Foundation, Updated November 23* (2010) (cit. a p. 9).
- [4] Donald J Kessler e Burton G Cour-Palais. «Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt». In: *Journal of Geophysical Research: Space Physics* 83.A6 (1978), pp. 2637–2646 (cit. alle pp. 9, 11).
- [5] Rémi Souldard, Mark N Quinn, Toshiki Tajima e Gérard Mourou. «ICAN: A novel laser architecture for space debris removal». In: *Acta Astronautica* 105.1 (2014), pp. 192–200 (cit. alle pp. 9, 27, 43–45).
- [6] Mirko Leomanni, Gianni Bianchini, Andrea Garulli, Antonio Giannitrapani e Renato Quartullo. «Orbit Control Techniques for Space Debris Removal Missions Using Electric Propulsion». In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* (2020), pp. 1–10 (cit. alle pp. 9, 10, 54, 60).
- [7] NASA Safety Standard. «Guidelines and assessment procedures for limiting orbital debris». In: *NASA NSS 1740* (1995), p. 14 (cit. a p. 11).
- [8] Minghe Shan, Jian Guo e Eberhard Gill. «Review and comparison of active space debris capturing and removal methods». In: *Progress in Aerospace Sciences* 80 (2016), pp. 18–32 (cit. alle pp. 11–22).
- [9] «Distribution of space debris in orbit around Earth». In: () (cit. a p. 12).
- [10] Satomi Kawamoto, Takeshi Makida, Fumiki Sasaki, Yasushi Okawa e Shin-ichiro Nishida. «Precise numerical simulations of electrodynamic tethers for an active debris removal system». In: *Acta Astronautica* 59.1-5 (2006), pp. 139–148 (cit. a p. 19).
- [11] Jonathan William Missel. «Active space debris removal using capture and ejection». Tesi di dott. 2013 (cit. a p. 20).

- 
- [12] Toshikazu Ebisuzaki et al. «Demonstration designs for the remediation of space debris from the International Space Station». In: *Acta Astronautica* 112 (2015), pp. 102–113 (cit. alle pp. 23, 24).
- [13] Nikhil P Khanolkar, Nikita Shukla, Vivek Kumar e Ankur Vats. «Advanced space debris removable technique and proposed laser ablation technique: A review». In: *2017 International Conference on Infocom Technologies and Unmanned Systems (Trends and Future Directions)(ICTUS)*. IEEE. 2017, pp. 854–858 (cit. a p. 24).
- [14] WS Brocklesby et al. «ICAN as a new laser paradigm for high energy, high average power femtosecond pulses». In: *The European Physical Journal Special Topics* 223.6 (2014), pp. 1189–1195 (cit. alle pp. 25, 26).
- [15] Anna Gregorio. «Propulsione Chimica». In: INFN (cit. alle pp. 29, 30).
- [16] Jenny Robledo Asencio, Roman Ivanovitch Savonov e Rodrigo Intini Marques. «An Open-source Solver to Model the Catalytic Decomposition of Mono-propellants for Space Thrusters». In: *Journal of Aerospace Technology and Management* 12 (2020) (cit. a p. 29).
- [17] Dipesh Dhital, Jung R Lee, Charles Farrar e David Mascarenas. «A review of flaws and damage in space launch vehicles: Motors and engines». In: *Journal of intelligent material systems and structures* 25.5 (2014), pp. 524–540 (cit. a p. 30).
- [18] Assad Anis. «Cold gas propulsion system-an ideal choice for remote sensing small satellites». In: *Remote sensing-advanced techniques and platforms* (2012) (cit. a p. 31).
- [19] Robert G Jahn. *Physics of electric propulsion*. Courier Corporation, 2006 (cit. alle pp. 31, 32).
- [20] Robert G Jahn. «Electric propulsion». In: *American Scientist* 52.2 (1964), pp. 207–217 (cit. alle pp. 32, 37, 60, 61).
- [21] D Bock, G Herdrich, M Lau, M Lengowski, T Schönherr, F Steinmetz, B Wollenhaupt, O Zeile e H-P Röser. «Electric propulsion systems for small satellites: the low earth orbit mission perseus». In: *Progress in Propulsion Physics* 2 (2011), pp. 629–638 (cit. a p. 33).
- [22] MDD Staff. «Small spacecraft technology state of the art». In: *Ames Research Center, MoffettField, California, Tech. Rep* (2014) (cit. alle pp. 34, 36).
- [23] Simon Dandavino, Caglar Ataman, CN Ryan, Subha Chakraborty, Daniel Courtney, JPW Stark e Herbert Shea. «Microfabricated electro spray emitter arrays with integrated extractor and accelerator electrodes for the propulsion of small spacecraft». In: *Journal of Micromechanics and Microengineering* 24.7 (2014), p. 075011 (cit. a p. 34).

- 
- [24] Kathleen Zona. «Ion Propulsion: Farther, Faster, Cheaper». In: *NASA Glenn Research Center* (2004) (cit. a p. 35).
- [25] David Krejci, Bernhard Seifert e Carsten Scharlemann. «Endurance testing of a pulsed plasma thruster for nanosatellites». In: *Acta Astronautica* 91 (2013), pp. 187–193 (cit. a p. 36).
- [26] Wigbert Fehse. *Automated rendezvous and docking of spacecraft*. Vol. 16. Cambridge university press, 2003 (cit. alle pp. 38–42, 49, 56).
- [27] Gilberto Arantes e Luiz S Martins-Filho. «Guidance and control of position and attitude for rendezvous and dock/berthing with a noncooperative/target spacecraft». In: *Mathematical Problems in Engineering* 2014 (2014) (cit. a p. 39).
- [28] Giovanni Mengali e ALESSANDRO ANTONIO QUARTA. *Fondamenti di meccanica del volo spaziale*. Edizioni Plus srl, 2006 (cit. alle pp. 40, 41).
- [29] Steven Robert Owens e Malcolm Macdonald. «A novel approach to hybrid propulsion transfers». In: *62nd International Astronautical Congress 2011*. 2011, Article–IAC (cit. a p. 41).
- [30] Ulrich Walter. *Astronautics: the physics of space flight*. John Wiley & Sons, 2012 (cit. alle pp. 46, 47).
- [31] Christopher A Kuhl, Steven W Gayle, Craig A Hunter, Patrick S Kenney, Salvatore Scola, David A Paddock, Henry S Wright e Joseph F Gasbarre. «Trade study of multiple thruster options for the Mars airplane concept». In: (2009) (cit. a p. 49).
- [32] Anton H De Ruiter, Christopher Damaren e James R Forbes. *Spacecraft dynamics and control: an introduction*. John Wiley & Sons, 2012 (cit. a p. 50).
- [33] David Ducros. «e.Deorbit’s robotic arm». In: () (cit. a p. 54).