

POLITECNICO DI TORINO

Laurea magistrale in ingegneria aerospaziale



**Politecnico  
di Torino**

Tesi di laurea magistrale

**Ottimizzazione delle sequenze per  
missioni con rimozione multipla di  
detriti spaziali**

Supervisore

Prof. Lorenzo Casalino

Candidato

Marco Perello

Marzo 2024

*Alla mia famiglia che mi ha permesso  
di aver intrapreso questo percorso  
Ai miei colleghi, per la loro collaborazione con gli studi e i progetti  
A tutti i docenti del corso, per la conoscenza da loro trasmessa  
A Piero Angela, per aver ispirato le nuove generazioni  
alla scienza e alla tecnologia  
A tutti coloro che lavorano nel mondo dello spazio  
con l'obiettivo di aprire nuovi orizzonti per l'umanità,  
e con entusiasmo*

*“Nessuno di noi è in grado  
di fermare lo sviluppo tecnologico:  
perché è qualcosa che cammina per conto suo,  
attraverso sterminate ramificazioni  
che si estendono oramai in tutto il mondo.”*

*P. Angela*

# Acronimi

ACO Ant Colony Optimization

ADR Active Debris Removal

ADR1EN Active Debris Removal with Net

BS Beam Search

ESA European Space Agency

GA Genetic Algorithm

GEO Geostationary Earth Orbit

GSO Geosynchronous orbit

GTO Geostationary Transfer Orbit

GTOC9 Global Trajectory Optimization Challenge 9

HEO High Earth Orbit

IADC Inter-Agency Space Debris Coordination Committee

ILP Integer Linear Programming

JPL Jet Propulsion Laboratory

LEO Low Earth Orbit

MEO Medium Earth Orbit

MJD Modified Julian Day

NASA National Aeronautic and Space Administration

OOS On-orbit Servicing

PSO Particle Swarm Optimization

SSO Sun-synchronous Orbit

SSN Space Surveillance Network

SST Space Surveillance and Tracking

UN United Nation

# Lista delle figure

Figura 1.1: a) impatto sul finestrino dello Space Shuttle STS-92, b) pannello solare destro dell'Hubble Space Telescope, colpito da detriti.....	1
Figura 1.2: illustrazione delle tipologie di detriti spaziali.....	4
Figura 1.3: Evoluzione del numero di oggetti orbitanti, secondo l'appartenenza ad uno specifico veicolo o funzione.....	5
Figura 1.4: diagramma con numeri di eventi di frammentazione per ogni lustro.....	6
Figura 1.5: conta degli oggetti in diverse orbite, nel lasso di tempo che va dagli anni 60, fino ai nostri giorni.....	7
Figura 1.6: numero di oggetti rientrati in atmosfera, fino agli anni attuali.....	7
Figura 1.7: distribuzione degli oggetti attorno il globo terrestre.....	8
Figura 1.8: densità spaziali, per detriti maggiori di 1cm (in blu), e oggetti maggiori di 10 cm (in rosso).....	9
Figura 1.9: numero stimato di oggetti, in base al loro diametro.....	9
Figura 1.10: stima della crescita della popolazione di detriti, in due casi differenti.....	10
Figura 1.11: previsione del numero di collisioni cumulativo, in un lasso di tempo di 200 anni.....	11
Figura 1.12: Telescopio Testbed a Cerebrosa, Spagna.....	12
Figura 1.13: stazione radar vicino Madrid.....	12
Figura 1.14: il radiotelescopio Norther Cross, situato vicino a Bologna.....	13
Figura 1.15: Illustrazione delle regioni protette.....	14
Figura 1.16: Icarus 3 Drag Sail, costruita per la missione Carbonite-1.....	16
Figura 1.17: moduli tether NSTT (destra) e CSTT (sinistra).....	16
Figura 1.18: tempo orbitale rimanente in funzione del rapporto area massa, per diverse orbite.....	16
Figura 1.19: $\Delta v$ , per due categorie di manovre, per far deorbitare il satellite entro i 25 anni, a partire da un'orbita iniziale, che varia dai 600 km fino a 2000 km.....	17
Fig 1.20: lo scudo di Whipple della sonda Stardust, che serviva a proteggerla dalle polveri e detriti della cometa Wild2.....	19
Figura 1.21: sistema di rifornimento di combustibile multi-satellite, orbitfab.....	21
Figura 2.1: schema dei metodi di deorbitazione.....	22
Figura 2.2: diagramma di tutti i sistemi di cattura dei detriti.....	23
Figura 2.3: base a terra del progetto ORION.....	24
Figura 2.4: stazione laser orbitante che deorbita un detrito.....	24
Figura 2.5: rappresentazione del satellite pastore con il detrito da rimuovere.....	25

Figura 2.6: grafico tempo-spinta con diverse masse di dei detriti.....	26
Figura 2.7: Illustrazione del cavo nelle due possibili modalità di funzionamento.....	28
Figura 2.8: schematizzazione della fisica delle vele solari.....	29
Figura 2.9: le tre tipologie di vele più comuni, da sinistra verso destra si ha la vela quadrata, la heliogyro e quella a disco rotante.....	30
Figura 2.10: rapporto area-massa in funzione del raggio della sfera di schiume per diverse masse del detrito.....	31
Figura 2.11: schema della reazione della schiuma di poliuretano.....	32
Figura 2.12: a sinistra uno spaccato del veicolo eiettore di schiuma, mentre a sinistra il veicolo (cubesat) intero con ugelli espulsori.....	33
Figura 2.13: rappresentazione grafica di un detrito avvolto da una schiuma emessa da una lingua di camaleonte.....	34
Figura 2.14: istogramma degli impulsi specifici, per quattro combinazioni diverse di propellenti.....	35
Figura 2.15: schema funzionale di un endoreattore a propellenti ibridi.....	35
Figura 2.16: configurazione propulsore ibrido vortex pancake.....	36
Figura 2.17: rappresentazione grafica del modulo propulsivo ibrido, con i serbati di ossidante sferici, nella zona centrale c'è il propulsore con il grano.....	36
Figura 2.18: struttura gonfiabile sferiche con 3 modi di collocazione.....	37
Figura 2.19: struttura gonfiabile conica, con travi toroidali di diametro variabile.....	37
Figura 2.20: struttura tetraedrica, con travi pressurizzate sui lati.....	37
Figura 2.21: struttura conica costituita da un film teso tra l'apice e la toroide gonfiata.....	37
Figura 2.23: configurazione con tentacoli ripiegati per lo stivaggio, vista in 3 diverse prospettive, di un veicolo bi-tentacolo.....	39
Figura 2.24: meccanismo a quattro tentacoli.....	39
Figura 2.25: illustrazione grafica di un inseguitore con tentacoli mono-asta.....	40
Figura 2.26: rappresentazione grafica del TAKO Flyer.....	41
Figura 2.27: Dita del TAKO flyer.....	41
Figura 2.28: fasi della cattura tramite braccio robotico.....	43
Figura 2.29: metodi di de-tumbling, (a) asta flessibile, (b) spazzole.....	43
Figura 2.30: sonda per detriti con ugelli conici.....	44
Figura 2.31: vista schematica laterale dell'eiettore di ADR1EN.....	45
Figura 2.32: rappresentazione tridimensionale dell'eiettore della rete del progetto ADR1EN.....	46

Figura 2.33: in rosso e in verde, i due cordini solidali al cavo trainante, che servono per richiudere la rete.....	47
Figura 2.34: sequenza del processo di cattura di INSIDeR.....	48
Figura 2.35: nell'immagine, la rete che cattura lo stadio di un missile; guardando l'immagine, l'anello e gli alberi gonfiabili, mentre il filo rosso è il cavo tirante per la chiusura.....	48
Figura 2.36: a) chaser del progetto ROGER con pinze-cavo multiple per ridondanza, e per catturare più di un detrito, b) Tethered-space robot che cattura un satellite fuori servizio.....	50
Figura 2.37: schema di un arpione, che deve ancora essere sparato, con tutti i suoi elementi principali.....	50
Figura 2.38: schematizzazione del sistema di eiezione.....	51
Figura 2.39: foto del foro ottenuto dall'urto dell'arpione per due inclinazioni diverse, riprese da davanti e dietro il pannello di alluminio.....	52
Figura 2.40: schema delle iniziative, e dello loro sotto-branche, della missione.....	53
Figura 2.41: a) a sinistra l'adattatore VESPA con il satellite PROBA-V montato sull'estremità superiore, b) panoramica delle caratteristiche di VESPA.....	54
Figura 2.42: fasi della cattura di VESPA: a) abbracciamento, b) contatto, c) serratura.....	55
Figura 2.43: a) disegno CAD del contenitore della rete, con all'interno le guide dove sono state inserite le masse, b) vista del contenitore di fianco senza l'involucro, c) contenitore chiuso, sottoposta al test vibrazionale.....	56
Figura 2.44: sequenza della cattura di DS-1.....	56
Figura 2.45: rappresentazione grafica dell'equipaggiamento arpione-target, più a sinistra la condizione stivata, mentre in mezzo e destra, l'obbiettivo è liberato dal telaio della piattaforma....	57
Figura 2.46: a sinistra la piattaforma X50 vista di lato, mentre a destra la vista frontale dalla parte del payload.....	58
Figura 2.47: linea temporale della missione dal lancio fino al rientro, con la sequenza degli esperimenti; da notare che tra un esperimento e l'altro è stato effettuato il download dei dati di quello precedente.....	59
Figura 2.48: a) chaser collegato con il target, b) target separato, con l'adesivo magnetico per il docking nella faccia davanti.....	60
Figura 2.49: schema con i CONS della missione.....	61
Figura 3.1: sistema di riferimento ECI.....	64
Figura 3.2: sistema di riferimento ECEF.....	64
Figura 3.3: sistema di riferimento topografico.....	65
Figura 3.4: sistema LVLH.....	65
Figura 3.5: rappresentazione dei parametri orbitali.....	67

Figura 3.6: nell'immagine a sinistra, in blu è messo in evidenza il semilatus rectum di una parabola.....	68
Figura 3.7: illustrazione del sistema di riferimento SEZ, con i suoi assi.....	71
Figura 3.8: andamento della densità in base alla quota con legge empirica, da notare che il valore a 150 km è all'incirca un milionesimo di quello al livello del mare, per arrivare fino sotto $10^{-14}$ vicino ai 1000 km.....	73
Figura 3.9: distribuzioni di masse con corrispettive armoniche zonali.....	74
Figura 3.10: distribuzioni di massa di armoniche settoriali (la prima) e tesserali.....	75
Figura 3.11: schema della manovra di Hohmann; in verde è indicata l'orbita circolare di partenza, in giallo quella ellittica di trasferimento, mentre in rosso l'orbita finale.....	78
Figura 3.12: schema manovra bi-ellittica.....	79
Figura 3.13: curve $\Delta v$ adimensionalizzati della bi-ellittica e Hohmann messe a confronto.....	79
Figura 3.14: a) fasatura con punto di arrivo in ritardo, b) fasatura con punto di arrivo in anticipo.....	80
Figura 3.15: schema condizioni ottimali per il rendez-vous.....	81
Fig 4.1: schematizzazione del comportamento delle formiche.....	86
Figura 4.2: rappresentazione dell'accoppiamento tra due fenotipi, con la prole generata.....	90
Figura 4.3: raffigurazione della posizione delle particelle in 4 delle venti iterazioni del codice.....	94
Figura 5.1: punteggi ottenuti con 1000 esecuzioni, per diversi Js con BS incrementale, impostando la ricerca avida.....	97
Figura 5.2: punteggi ottenuti per differenti Js, tramite BS con bw=30, con mille esecuzioni.....	97
Figura 5.3: Diagramma con i risultati della strategia ibrida.....	98
Figura 5.4: Genomi codificati, nell'algorithm GIGA.....	100
Figura 5.5: Diagramma $\Delta V$ tempo per la catena con sei detriti.....	104
Figura 5.6: grafico $\Delta V$ -tempo, catena con sette detriti.....	105
Figura 5.7: grafico $\Delta V$ -tempo della catena completa, con differenti durate delle trasferte.....	108

## Lista delle tabelle

Tabella 3.1: valori di armoniche zonali da $J_2$ fino a $J_5$ , osservando la tabella, si vede una variazione di tre o quattro ordini di grandezza.....	74
Tabella 5.1: sequenze di detriti per ogni missione, con giorni di partenza e arrivo.....	101
Tab 5.2: durate delle trasferte detriti-detrito, per ogni missione.....	101
Tabella 5.3: costi delle trasferte detrito-detrito, per ogni missione.....	101
Tabella 5.4: costi degli archi delle catene con numero di detriti crescente fino a 6, e con il valore complessivo.....	103
Tabella 5.5: confronto costi degli archi tra soluzione $J_{pl}$ e soluzione ACO.....	103
Tabella 5.6: sequenza ordinata come quella della prima missione e sequenza invertita, ottenuta tramite ACO.....	104
Tabella 5.7: costi degli archi di due soluzioni messe in confronto con la catena A.....	105
Tabella 5.8: sequenze C e D con i loro relativi costi.....	106
Tabella 5.9: catene con numeri di detriti da 9 a 10 con i $\Delta V$ .....	106
Tabella 5.10: soluzioni dell'ottimizzazione delle sotto-catene.....	106
Tabella 5.11: soluzioni dell'ottimizzazione delle sotto-catene.....	107



## Sommario

Decadi di missioni spaziali insieme all'aumento delle attività spaziali ai nostri giorni, hanno portato ad un numero elevato di oggetti nelle orbite attorno alla Terra, incrementando così il pericolo di avere collisioni tra oggetti lasciati alla deriva e i satelliti tutt'ora funzionanti.

Alcune statistiche hanno riportato che il numero di oggetti incontrollati oltre i 10 cm, nelle orbite geocentriche ha superato le 30000 unità; un numero ancora più esorbitante se assieme a quest'ultimi andiamo a considerare quelli di taglia inferiore ai 10 cm.

Ciò ha allarmato le agenzie spaziali di diversi paesi, che si sono messe d'accordo per trovare una soluzione per evitare che le condizioni nello spazio peggiorino ulteriormente. Ma molti esperti prevedono che limitare la produzione di detriti nel prossimo futuro non sarà sufficiente per ovviare ad una futura impossibilità di praticare missioni spaziali. In effetti, per far fronte a questo problema, occorre andare a rimuovere la spazzatura spaziale delle attività spaziali finora prodotta, con delle tecniche che vedremo in questa trattazione.

Naturalmente, visti i numeri di detriti presenti in orbita, conviene implementare delle missioni in grado di rimuovere più detriti alla volta, e per far ciò necessita pianificare delle missioni che permettano di avere dei costi contenuti. Un punto cruciale per minimizzare i costi, è quello di ottimizzare la traiettoria o la sequenza, per avere un basso  $\Delta V$ , che vuol dire portare meno massa nello spazio. Esistono diversi metodi per l'ottimizzazione delle sequenze, ma quelli più promettenti per questa applicazione sono quelli evolucionistici, che superano le difficoltà di quelli numerici. Molti dei metodi evolucionistici, prendono spunto dal comportamento naturale degli animali, oppure dalla selezione naturale; infatti gli esseri viventi si sono ottimizzati, per poter vivere in un ambiente con delle particolari caratteristiche, e questo rappresenta un po' la logica che ci sta dietro.

In questa trattazione verrà messo in pratica l'ACO, ovvero l'algoritmo delle colonie di formiche, che prende spunto dal comportamento delle formiche nella ricerca di cibo. Infatti le colonie di formiche riescono ad incanalarsi su un percorso breve per andare alla fonte di cibo, e poi ritornare nel nido.

Nell'analisi fatta in questa tesi, si presa in considerazione un insieme di detriti del GTOC9, una competizione per l'ottimizzazione delle traiettorie, e poi la si ha ottimizzata con l'ACO, per valutare le prestazioni di questo algoritmo in questa applicazione.

# Indice

<b>1</b>	<b>Detriti Spaziali</b>	<b>1</b>
1.1	La popolazione di detriti spaziali	1
1.2	Rilevamento e tracciamento dei detriti spaziali	11
1.3	Metodi di mitigazione dei detriti e protezioni	14
1.3.1	Deorbitazione e re-orbitazione	15
1.3.2	Manovre di anticollisione	19
1.3.3	Lo scudo di Whipple	19
1.3.4	Passivazione	20
1.3.5	On-orbit servicing	20
<b>2</b>	<b>Tecnologie per la rimozione dei detriti orbitali</b>	<b>22</b>
2.1	Tecnologie di rimozione orbitale	23
2.1.1	Laser	23
2.1.2	Metodi basati su pastori a fascio ionico	25
2.1.3	Cavi spaziali	27
2.1.4	Vele solari	29
2.1.5	Schiume	31
2.1.6	Moduli propulsivi ibridi	35
2.1.7	Strutture gonfiabili	37
2.2	Sistemi di cattura per i detriti	39
2.2.1	Tentacoli	39
2.2.2	Bracci robotici	41
2.2.3	Reti	45
2.2.4	Pinze con cavo	50
2.2.5	Arpioni	51
2.3	Missioni di rimozione attiva di detriti orbitali	54
2.3.1	Clear Space 1	54
2.3.2	RemoveDEBRIS	56
2.3.3	Astroscale Elsa-d	60

<b>3</b>	<b>Elementi di meccanica orbitale per le missioni di rimozione dei detriti spaziali.....</b>	<b>64</b>
3.1	Sistemi di riferimento.....	64
3.2	Problema dei due corpi.....	66
3.3	Orbite.....	68
3.3.1	Parametri orbitali .....	68
3.3.2	Forme delle traiettorie orbitali .....	69
3.3.3	Classificazione delle orbite.....	70
3.3.4	Determinazione preliminare delle orbite .....	71
3.4	Disturbi orbitali .....	72
3.4.1	Resistenza aerodinamica.....	73
3.4.2	Non sfericità della Terra .....	74
3.4.3	Radiazione solare.....	76
3.5	Manovre orbitali.....	77
3.5.1	Manovre complanari.....	77
3.5.2	Manovre non complanari.....	81
3.5.4	Calcolo del $\Delta v$ per trasferte detrito-detrito .....	83
<b>4</b>	<b>Metodi evuzionistici per l'ottimizzazione delle sequenze.....</b>	<b>86</b>
4.1	Ant Colony Optimization algorithm.....	86
4.2	Algoritmi genetici.....	89
4.3	Swarm Particle Optimization Method.....	93
<b>5</b>	<b>Analisi con Aco.....</b>	<b>96</b>
5.1	GTOC9 .....	96
5.1.1	Analisi preliminare.....	97
5.1.2	Analisi del Jpl .....	100
5.2	Struttura codice ACO .....	103
5.3	Risultati dell'analisi con ACO.....	104
5.3.1	Studio con numero crescente di detriti .....	104
5.3.2	Studio con missione suddivisa in catene più piccole con durate differenti .....	108
<b>6</b>	<b>Conclusione .....</b>	<b>110</b>
<b>7</b>	<b>Bibliografia.....</b>	<b>111</b>

# Ringraziamenti

Vorrei ringraziare il relatore, Prof. Lorenzo Casalino, per la consulenza e l'ausilio dati, durante lo svolgimento di questa tesi. Ringrazio anche coloro che leggeranno quest'opera con interesse e interesse.

# Capitolo 1

## 1 Detriti Spaziali

In questo capitolo, analizzeremo la popolazione di detriti spaziali che permea lo spazio, capiremo da dove provengono e come si sono generati, e soprattutto quali conseguenze hanno sui satelliti operativi in orbita. Come verrà spiegato, i detriti mettono a repentaglio la possibilità di condurre delle missioni spaziali in futuro e sono una severa minaccia ai satelliti in orbita che forniscono servizi per l'intera comunità mondiale. Purtroppo, come vedremo nei grafici in questo capitolo, la popolazione è in continua crescita, e occorre bloccarla prevenendo gli incidenti in orbita causati da detriti con certe misure, che verranno qui trattate. In particolare, in questo capitolo verranno affrontate le tecniche di mitigazione dei detriti orbitali, come la rimozione passiva di veicoli spaziali a fine vita, gli scudi e il servizio in orbita.

### 1.1 La popolazione di detriti spaziali

Una prima classificazione generale di detriti spaziali, è quella tra naturali e artificiali:

- **Detriti naturali:** sono piccoli frammenti di asteroidi o comete, e possono essere presenti in ogni area dello spazio, ma di solito sono poco frequenti, o quasi del tutto assenti, nello spazio dove ci sono le orbite maggiormente usate. Questa categoria di detriti, non sono altro che un residuo dei processi di formazione dei corpi celesti (come ad esempio la formazione della Luna o dei Pianeti Terrestri), oppure possono essere dei frammenti lasciati da una Cometa nella sua scia, come ad esempio la Swift Thuttle (la cometa che orbita attorno al Sole con ha una traiettoria che interseca l'orbita terrestre). Una caratteristica peculiare dei detriti naturali, sta nel fatto che sono costituiti da materiale roccioso, se si tratta di asteroidi, mentre quelli derivati dalle comete sono fatti da polveri, minerali e ghiaccio.
- **Detriti artificiali:** questi oggetti sono quelli più frequenti nello spazio, specie nelle orbite LEO, e vengono originati dall'uomo, tramite le attività spaziali. Ne esistono di vari tipi come vedremo dopo, e sono proprio questa categoria a causare pericolo per le attuali attività spaziali e per quelle future.

Nello spazio gli oggetti si muovono con velocità molto alte, parliamo di diversi km/s, e variano a seconda di quale orbita ci troviamo; se un oggetto iper-veloce impatta con qualsiasi cosa, si potrebbe avere una distruzione completa, anche se l'oggetto vacante, ha delle dimensioni piccole. Ma il rischio non è solo per i satelliti che ci sono in orbita, lo è anche per gli astronauti, che conducono le EVA, ovvero le attività spaziali, al di fuori della ISS, collocata proprio nell'orbita LEO. Un minutissimo detrito potrebbe perforare la tuta, causandone la depressurizzazione. Tuttavia per effettuare le EVA si prendono cauzioni a riguardo, cercando di fornire un minimo di protezione alle tute spaziali, per quanto possibile.

Per i satelliti, come abbiamo già detto, il danno può essere totale, ma fortunatamente ci possono essere casi in cui il danno è solo parziale, e a volte si tratta di un piccolo foro, che non compromette l'operatività del satellite stesso, però il detrito che lo ha colpito deve

essere di dimensioni molto ridotte, parliamo di meno di un centimetro affinché il danno sia contenuto. Nelle immagini qui sotto, a vengono mostrati degli impatti con dei veicoli spaziali

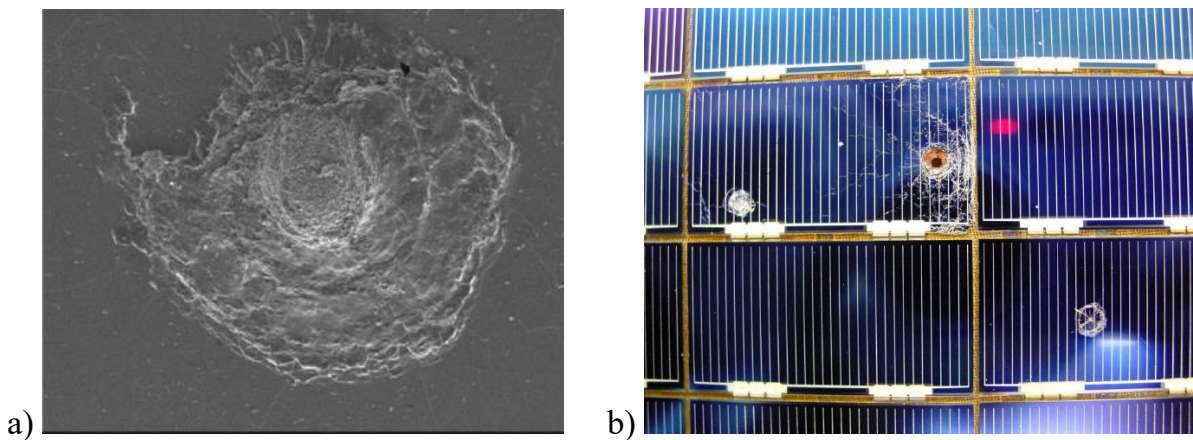


Figura 1.1: a) impatto sul finestrino dello Space Shuttle STS-92, b) pannello solare destro dell'Hubble Space Telescope, colpito da detriti

Durante il volo 3A verso la ISS, un detrito provocò un cratere sul finestrino dell'orbiter, largo 10 mm, e profondo 1.9 mm (immagine a sinistra). Delle analisi hanno poi provato che l'urto era stato avvenuto con un pezzo di vernice viaggiante ad una velocità relativa di 9.3 km/s. L'altra immagine è quella del pannello solare del telescopio Hubble, che è stato riportato a Terra, per effettuare degli studi sull'impatto dei detriti con i pannelli solari, e anche perché gli urti hanno causato danni alle celle solari, rendendo il pannello meno efficiente nella generazione di potenza elettrica a bordo. C'è anche da dire, che i telescopi spaziali, non sono solo soggetti a questo tipo di danni dei detriti spaziali, ma quelli di aberrazione delle lenti, con un conseguente peggioramento della qualità delle immagini e dati scientifici.

Tornando a parlare di satelliti in generale, se le dimensioni del detrito sono superiori al centimetro, le conseguenze possono essere più critiche, perché il detrito penetra nel materiale del satellite, e se si tratta di moduli pressurizzati, c'è il rischio di una fuoriuscita di aria dallo stesso, ciò sarebbe un grosso pericolo per gli astronauti. Tuttavia si prendono delle misure, al fine di prevenire questo tipo di eventi, come la dotazione di scudi protettivi, utili per smorzare l'impatto dei detriti più piccoli; mentre per un detrito abbastanza grande, è necessario effettuare delle manovre di anticollisione, a volte condotte dalla ISS.

Purtroppo, per molti satelliti che non sono più operativi per varie ragioni, e quindi non possono essere controllati, non si può farli eseguire delle manovre per impedire l'impatto con altri detriti. Purtroppo, tali collisioni con satelliti operativi avvengono, e dall'impatto tra di essi si formano dei frammenti più piccoli, che a loro volta saranno dei detriti vacanti nello spazio, che potrebbero colpire altri oggetti, provocando la formazione di altri pezzi o rendendo inutili satelliti che prima erano operativi. Questo effetto a catena, di cui abbiamo parlato prende il nome di sindrome di Kessler, e fu nominato per la prima volta nel 1978 dallo scienziato della NASA Donald J. Kessler. Kessler stesso ha anche affermato, che tale

effetto a cascata di generazione di ulteriori detriti, avverrebbe anche se non venissero più lanciati veicoli nello spazio nelle prossime decadi. Kessler ha anche sottolineato l'importanza di iniziare a pianificare delle azioni di rimozione orbitale di satelliti non più utili e altri detriti vacanti, in modo da poter garantire la possibilità di condurre delle missioni spaziali in futuro.

A peggiorare la situazione dei detriti in orbita, innescando la sindrome di Kessler, sono stati i test anti-satellite effettuati con il lancio di missili da parte delle tre grandi superpotenze come U.S.A, Cina e Russia. Questi test sono stati pensati per eliminare dei satelliti spia lanciati in orbita dal nemico, ma la loro sperimentazione ha prodotto molti detriti, specie durante l'esecuzione del test cinese.

Ora, vediamo più nello specifico quali sono le tipologie di detriti artificiali, le loro classificazioni e la loro origini. Nell'orbita terrestre si possono incontrare diversi tipi di detriti di produzione umana, qui elencati:

- satelliti non più funzionanti, che non hanno ancora potuto deorbitare per l'altezza della loro orbita, e sono così diventati per via di un guasto o perché hanno concluso il periodo di servizio; questa categoria di oggetti artificiali costituisce il 24% dei satelliti catalogati finora;
- stadi di lanciatori (specie quelli superiori) e adattatori, lasciati in orbite in cui la resistenza aerodinamica è tenue, loro fanno parte dell'11% degli oggetti fino adesso inseriti nel catalogo dei detriti;
- carenature aerodinamiche dei lanciatori, che vengono utilizzati per proteggere e inglobare il payload durante l'ascesa del veicolo dello spazio;
- pezzi di propellente solido prodotti durante l'accensione del motore, oppure sono delle particelle incombuste formatesi per via la natura dei processi di combustione;
- utensili che sono sfuggiti involutamente agli astronauti, durante le operazioni all'esterno; tuttavia questi oggetti sono improbabili da incontrare nello spazio, anche se possono esserci;
- rifiuti umani o delle attività sulla ISS, che vengono rilasciati all'esterno per liberare spazio a bordo; questi tipo di oggetti di solito brucia in atmosfera e in futuro i processi sulla ISS diventeranno sempre di più a ciclo chiuso, evitando così la produzione di questi tipi di rifiuti, che sono tutt'oggi più che rari nell'ambiente spaziale;
- frammenti dell'esplosioni di batterie, o dell'esplosioni di stadi di lanciatori che possedevano ancora del combustibile residuo nei serbatoi;
- frammenti dovuti alla collisione di due oggetti, possono essere pezzi di pannelli di satelliti, cavi elettrici, o componenti per il fissaggio;
- pezzi dovuti all'esecuzioni dei test anti-satellite, che sono più o meno simili alla tipologia precedente; c'è da dire che il numero di questi detriti non è poi così raro.

Nell'immagine riportati qui di seguito, sono elencate delle informazioni riguardanti queste tipologie di detriti spaziali.

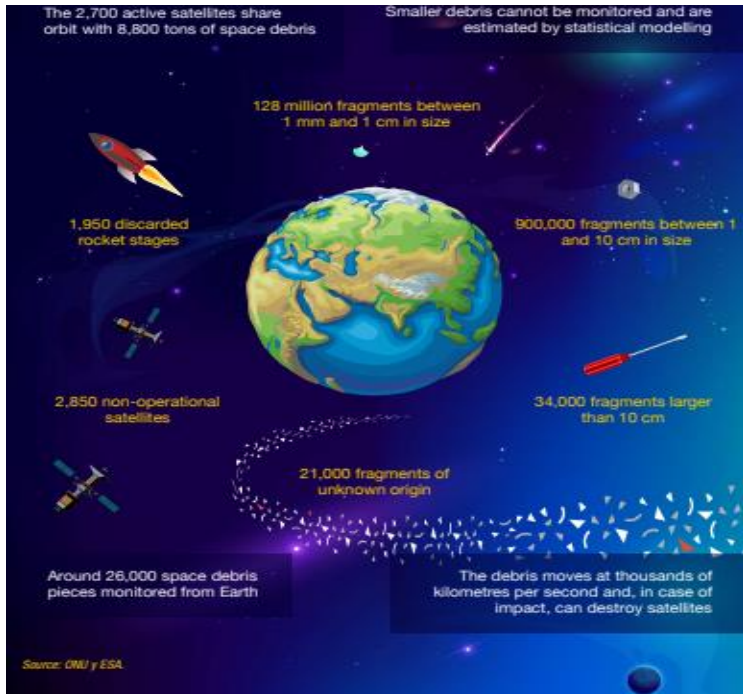


Figura 1.2: illustrazione delle tipologie di detriti spaziali

Come scritto nella figura 1.2, ci sono circa 1950 stadi di lanciatori abbandonati e 2850 satelliti non operativi; mentre 128 milioni di frammenti, come quello di vernice che ha colpito l'STS-92, di dimensione compresa tra 1mm e 1 cm permeano lo spazio. Una cosa molto preoccupante è il numero di frammenti di taglia tra 1 e 10 cm, che possono causare potenziali danni alle attività in orbita, e questi sono un insieme di 900 000. Dobbiamo anche considerare che tali oggetti sono anche difficilmente rintracciabili, quindi la probabilità di danno è alta.

Un altro modo di classificare i detriti orbitali è quello di considerare la provenienza dell'oggetto a cui appartenevano assieme alla funzione di cui dovevano svolgere, come fatto nell'ESA's Annual Environment Report. Questa classificazione è qui listata con i loro acronimi:

- UN, sconosciuti;
- RM, Rocket related mission, che sono pezzi di razzi, volutamente rilasciati, che avevano una specifica funzione nella missione di lancio, come adattatori e l'ogiva;
- RD, Rocket Debris, essi sono pezzi di razzi, involutamente rilasciati o frammentati, di cui la loro origine non è ben chiara;
- RF, Rocket Fragmentation Debris, sono parti di stadi di lanciatori non intenzionalmente rilasciati, che si sono formati a partire da esplosione dei serbatoi, quindi la loro origini è conosciuta;
- RB, Rocket Bodies, stadi di lanciatori o parti di essi, che non hanno il compito di rilasciare payload;



- PM, Payload Related Mission Object, oggetti che avevano una specifica funzione, la quale era necessaria per il dispiegamento e la messa in funzione del payload; sono ad esempio le coperture per gli strumento ottici;
- PD, Payload Debris, tutti quegli oggetti frammentati o rilasciati non intenzionalmente, di cui l'origine non è riconducibile ad un singolo evento;
- PF, Payload Fragmentation Debris, oggetti spaziali frammentati o involutamente lasciati vagare nelle orbite, di cui la loro origine la si può attribuire ad un singolo evento;
- PL, Payloads che sono veicoli spaziali veri e propri che fornivano uno specifico servizio, come remote sensing, telecomunicazioni, che in un certo momento sono diventati non più funzionanti.

Nel prossimo diagramma vengono graficate le quantità di queste categorie di detriti spaziali negli anni, a partire dall'esordio delle missioni spaziali. Il primo grafico riportato qui sotto, mostra la crescita degli oggetti fino al 2022.

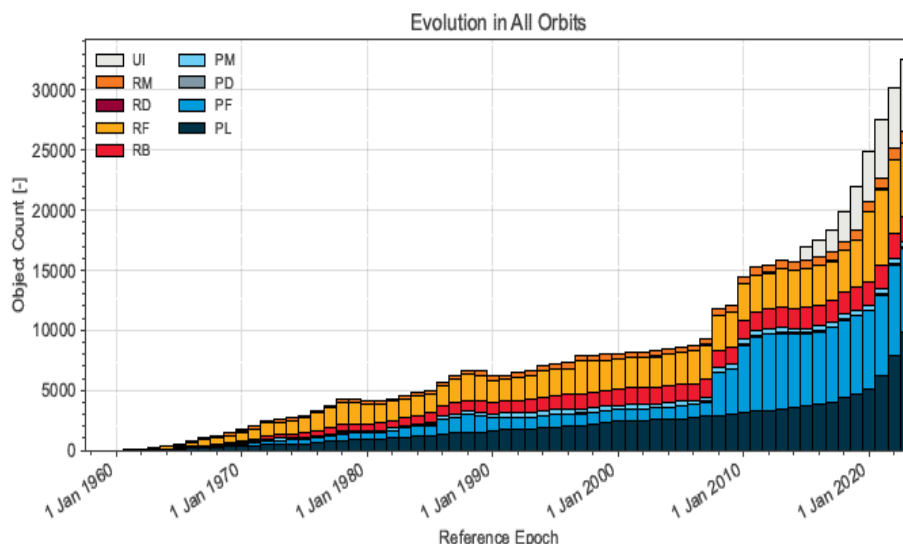


Figura 1.3: Evoluzione del numero di oggetti orbitanti, secondo l'appartenenza ad uno specifico veicolo o funzione

Osservando questo grafico, possiamo vedere come il numero di oggetti fosse esiguo negli anni dell'avvento delle prime missioni spaziali, ovvero al di sotto delle 5000 unità; ma con il passare delle decadi, tutti i tipi di oggetti hanno avuto una crescita esponenziale, per via della maggiore richiesta di servizi nello spazio, superando la soglia delle 30000 unità negli anni dopo il 2020. Da notare anche la crescita dei payload inutilizzati (in blu scuro), ed in particolare si vede un salto dei PF, nel periodo 2007-2009. In quel periodo, ci sono stati degli eventi che hanno innescato delle sindromi di Kessler, dovuti al Fengyun test anti-satellite condotto dalla Cina, e lo scontro tra due satelliti Cosmos e Iridium, che hanno portato un incremento notevole di frammenti spaziali. C'è anche da osservare, come a partire dagli anni 2014-22, i detriti di origini sconosciuta siano aumentati, arrivando ad una cifra vicina alle dieci mila unità.

Nel grafico successivo, vediamo invece il numero di eventi di frammentazione per ogni lustro, a partire dagli anni 60 fino agli anni odierni.

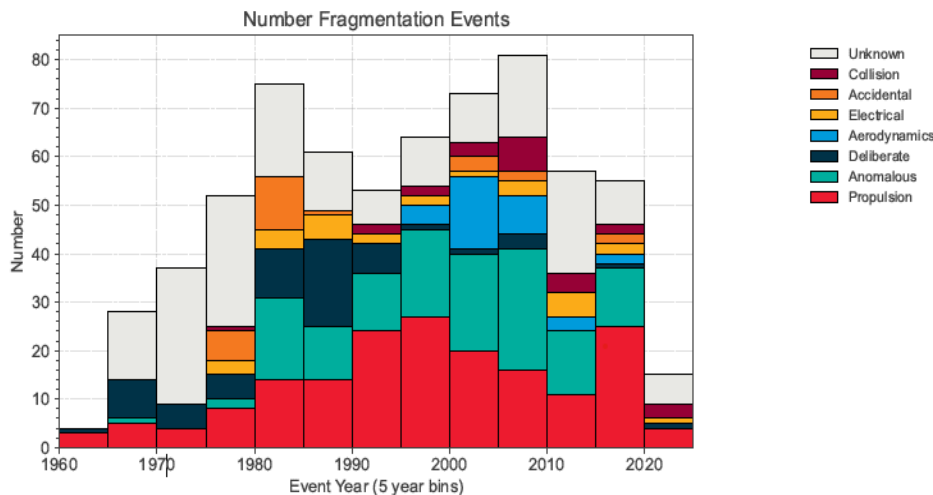


Figura 1.4:  
diagramma con  
numeri di eventi di  
frammentazione per  
ogni lustro

Prima di discutere il grafico sopra, viene qui elencata la classificazione degli eventi di frammentazione, basando sempre sull'ESA Environment Report:

- Accidentali, dovute a sistemi che possedevano difetti di progetto o costruzione, e hanno provocato la rottura del sistema stesso;
- Aerodinamici, eventi di rottura causati da un satellite che interagisce con l'atmosfera terrestre quando si trova alle quote più basse; questo tipo di eventi capita per lo più per i satelliti che si trovano su un'orbita di tipo Molniya, che hanno velocità molto alte in apogeo dove c'è anche una certa densità dell'aria;
- Anomali, sono quegli eventi correlati ad anomalie che rilasciano involutamente degli oggetti, ma il satellite rimane ancora intatto;
- Collisioni, tutti quegli eventi dove due satelliti, o detriti artificiali, oppure uno artificiale e uno naturale si scontrano, generando quantità di frammenti;
- Deliberati, tutti quegli eventi di impatto che sono stati causati per volontà dell'uomo, come quelli accennati in precedenza;
- Elettrici, esplosioni causate da batterie, per via di una fuga termica, che ha portato alla produzione di pezzi;
- Propulsivi, dovuto all'esplosione del combustibile che c'è dentro per via di stress termici;
- Sconosciuti, che non rientrano nelle categorie viste finora, e che non sono tracciabili.

Guardando la figura 1.4, gli eventi propulsivi, sono quelli che si sono contati maggiormente, specie nel periodo che va dal 1995 al 2000, e quello che va dal 2010 a 2015. I lustri dove sono stati registrati maggiori eventi di formazioni di detriti, sono il lustro 1980-85, e il lustro 2005-2010. La cosa importante da osservare, è la decrescita nelle ultime decadi, dovute al fatto che si sono intraprese delle misure per prevenire questi eventi, come ad esempio lo smaltimento dei satelliti a fine vita, e altri accorgimenti utili come miglioramento delle manovre di anticollisione ecc... Va tenuto presente che il grafico

illustrato prima, sono stati solo considerati gli oggetti catalogati, e che nella realtà i numeri degli eventi e dei detriti, potrebbe essere differente.

Nel grafico a barre, riportato successivamente, vediamo le quantità di oggetti contate per vari tipo di orbite.

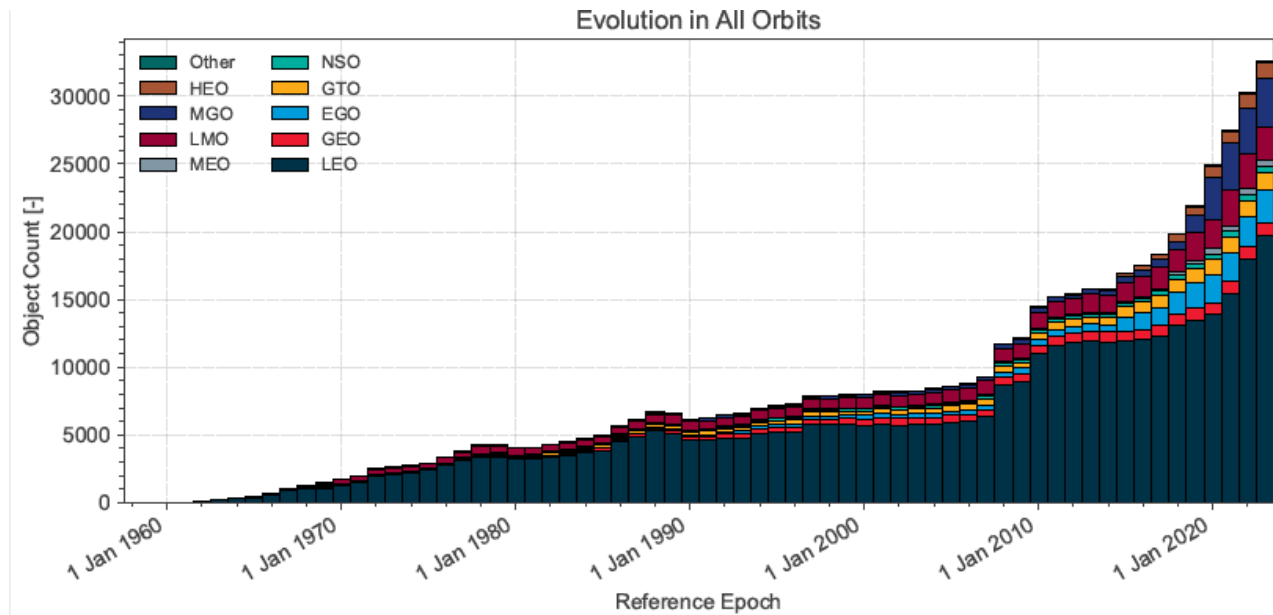


Figura 1.5: conta degli oggetti in diverse orbite, nel lasso di tempo che va dagli anni 60, fino ai nostri giorni.

La prima cosa che salta all'occhio nell'immagine 1.5, è che la maggior parte di oggetti, è concentrata nell'orbita LEO (di colore blu), ovvero l'orbita bassa; quindi in tali orbite sarà molto probabile di avere incidenti con detriti, oppure uno scontro con satelliti operativi, e proprio in queste orbite che si pensa di intraprendere delle missioni di rimozione di detriti orbitali. Ciò che rende le orbite LEO di interesse per molte missioni spaziali, sono i costi di inserzione più bassi rispetto alle orbite più alte, e le tecnologie necessarie, ad esempio per la comunicazione, e i payload meno costosi, e anche più leggeri.

Con quest'altro grafico, invece si vuole mettere in evidenza, il numero di oggetti che sono rientrati in atmosfera.

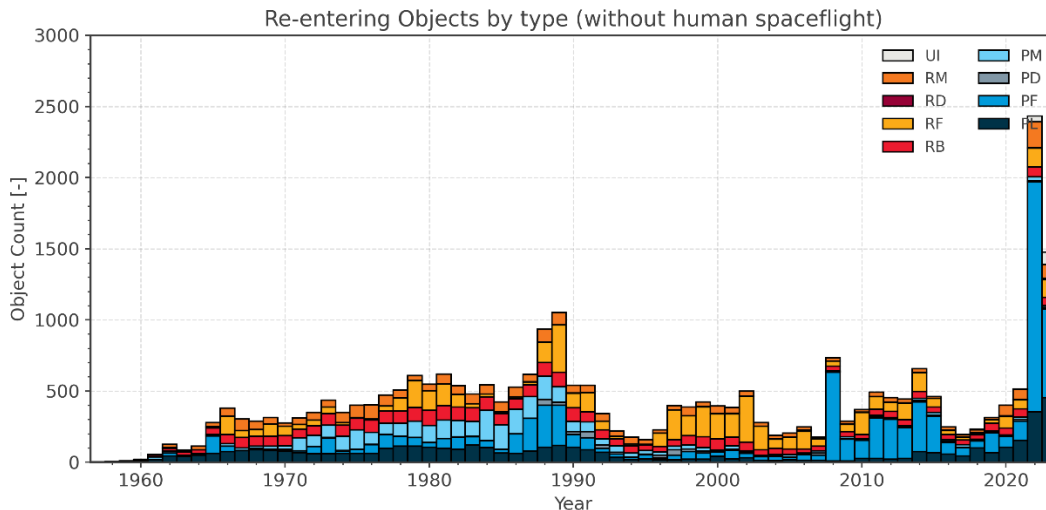


Figura 1.6: numero di oggetti rientrati in atmosfera, fino agli anni attuali.

La cosa interessante nella figura 1.6, è la barra dopo il 2020, che testimonia come un certo numero di detriti notevole abbia potuto lasciare l'orbita. Tutto questo è dovuto alle linee guida introdotte dagli enti internazionali, che prevedono di far deorbitare il veicolo entro un certo periodo, e una maggiore sensibilità verso questo problema globale. In effetti si può vedere una notevole riduzione dei detriti di frammentazione, rimarchevole ai fini della prevenzione della sindrome di Kessler.

Con l'immagine riportata qui sotto, si vuole dare un'idea della densità degli oggetti che sono presenti in orbita, quindi satelliti operativi insieme a detriti



Figura 1.7: distribuzione degli oggetti attorno il globo terrestre

Guardando quest'immagine, la Terra ci sembra essere ricoperta di bianco. Ovviamente tali puntini bianchi e le orbite non sono in scala, ma possiamo renderci conto di come l'orbita bassa sia così affollata di satelliti e detriti, che il rischio di scontro è abbastanza elevato. Molti satelliti rimarranno lì per molti anni, o per sempre, se non verranno rimossi, perché nelle orbite basse più distanti dalla superficie terrestre, il residuo atmosferico non è in grado di farli rientrare.

Quella nuvola di detriti, che circonda il globo terrestre, non pone solo il problema di alto rischio di impatto tra oggetti spaziali, ma ha anche delle ripercussioni non poi così trascurabili per l'osservazione astronomica. Infatti alcuni scienziati denunciano l'aumento della luminosità dovuta ai satelliti artificiali presenti, non poi così negligibile rispetto a quelle dovuta alle stelle. Tale aumento di luminosità dovuta ai satelliti artificiali e ai detriti risulta essere del 10%. Questo fenomeno è dovuto al fatto che i satelliti artificiali riflettono la luce solare, per via dei materiali riflettenti di cui sono costituiti, e siccome sfrecciano ad alta velocità nel cielo, appaiono ai telescopi come delle scie luminose che possono coprire i corpi celesti di interesse per l'astronomia.

Per prevenire a quest'inconveniente, si sta iniziando a pensare di realizzare satelliti con materiali meno riflettenti, proprio come sta facendo la Space X con la costellazione di satelliti Starlink, che sarà presente in orbita in un maggior numero.

Ritornando a parlare di statistiche, si riporta un grafico che mostra la densità spaziale degli oggetti, per due diverse dimensioni o orbite comprese tra 230 e 2000 km

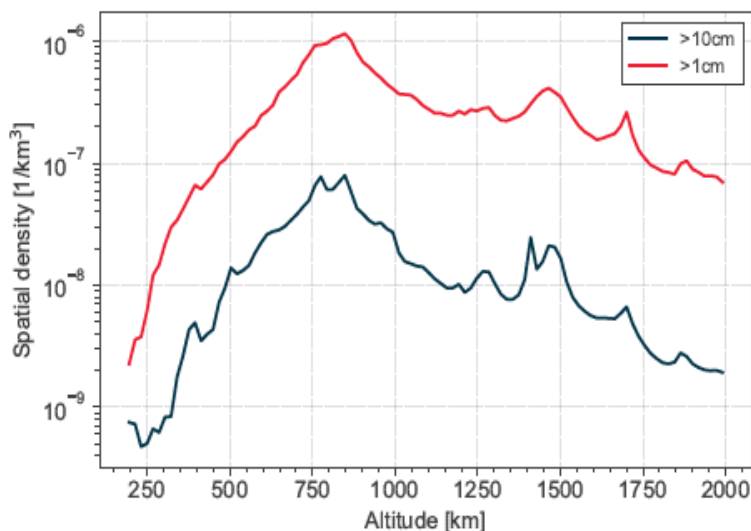


Figura 1.8: densità spaziali, per detriti maggiori di 1 cm (in blu), e oggetti maggiori di 10 cm (in rosso)

Osservando quel grafico, si può vedere che entrambi le curve hanno un picco nell'intorno degli 800 km. Per quote più basse la densità è inferiore perché la resistenza aerodinamica, con passare del tempo fa deorbitare gli oggetti, evitando così un accumulo di oggetti. La cosa è diversa, per le quote più alte, dove i tempi per la deorbitazione sarebbero di secoli, o addirittura millenni, e le orbite dei satelliti che risiedono nell'intorno degli 800 km, sono di un certo interesse per le missioni spaziali perché non richiedono di aggiustare l'orbita periodicamente, per via della bassa resistenza aerodinamica. Oltre i 900 km, si assiste ad un calo della densità spaziale, ma fino ai 2000 km, le curve non variano di molti ordini di grandezza. Infatti, per gli oggetti maggiori di 1 cm, abbiamo un picco di  $10^{-6}$   $1/\text{km}^3$ , e poi la curva scende di poco sotto i  $10^{-7}$   $1/\text{km}^3$ .

In quest'altro grafico, è presente una curva, che estrapola il numero di oggetti che sono in tutte le orbite geocentriche in base alla dimensione

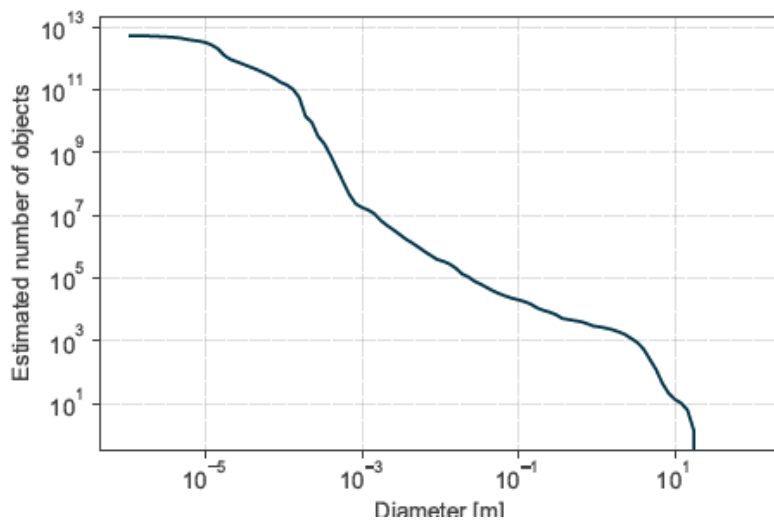


Figura 1.9: numero stimato di oggetti, in base al loro diametro

Per oggetti con dimensioni di 10 m, ne sono stati contati soltanto 10, negli anni dopo il 2020; se invece andiamo a vedere quanti ce ne sono con taglia di 10 cm, abbiamo un numero superiore ai 10 milioni. Ancora di più se andiamo a considerare gli oggetti di dimensioni microscopiche, tuttavia quelli molto piccoli non destano molte preoccupazioni, visti i dispositivi di protezione che ci sono oggi.

Una cosa che preoccupa molto sono le previsioni di crescita del numero di oggetti ed eventi di collisione, ottenute con le simulazioni Monte Carlo, dove i risultati sono mostrati qui a seguire.

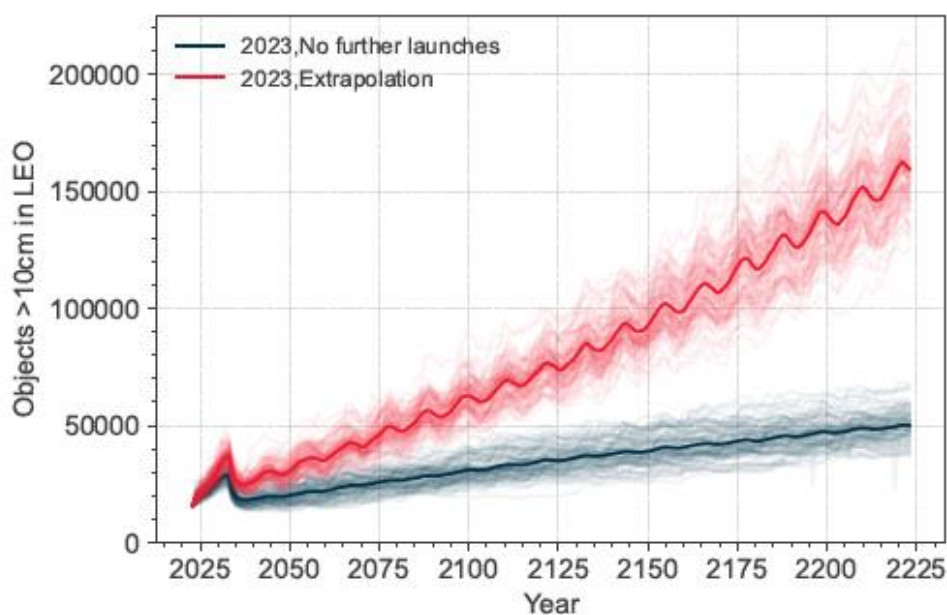


Figura 1.10: stima della crescita della popolazione di detriti, in due casi differenti

La figura 1.10 mostra due diverse curve: quella in blu mostra la crescita di oggetti di dimensione maggiore di 10 cm, dal 2025 fino al 2225, senza che quel lasso di tempo di 200 anni vengano effettuati lanci; mentre quella rossa mostra una probabile crescita, se nei prossimi duecento anni si continuasse a effettuare delle missioni spaziali.

Osservando la curva blu, si partirebbe con un numero di oggetti compreso tra i dieci e venti mila, per poi arrivare a circa 50000 oggetti nel 2225, in pratica la crescita di oggetti sarebbe dovuta alla sindrome di Kessler. Se invece, si effettueranno delle missioni spaziali, come di certo sarà, si arriverà ad oltre 150000 oggetti, passati i 200 anni.

Gli scienziati prevedono che in entrambi i casi, la situazione sarebbe critica, e anche se si decidesse di non effettuare alcune missione spaziali per duecento anni, dopo non si potrebbe avere certezze di poter condurre un'inserzione in orbita con sicurezza. I numeri mostrati in quel grafico sono di certo probabilistici, difatti nel grafico si vedono che le curve sono sfumate, quindi i numeri potrebbero essere differenti, ma si congettura che il contesto sarà comunque grave.

Nel prossimo grafico c'è, viene invece riportato il numero di eventi, nel lasso di tempo di duecento anni.

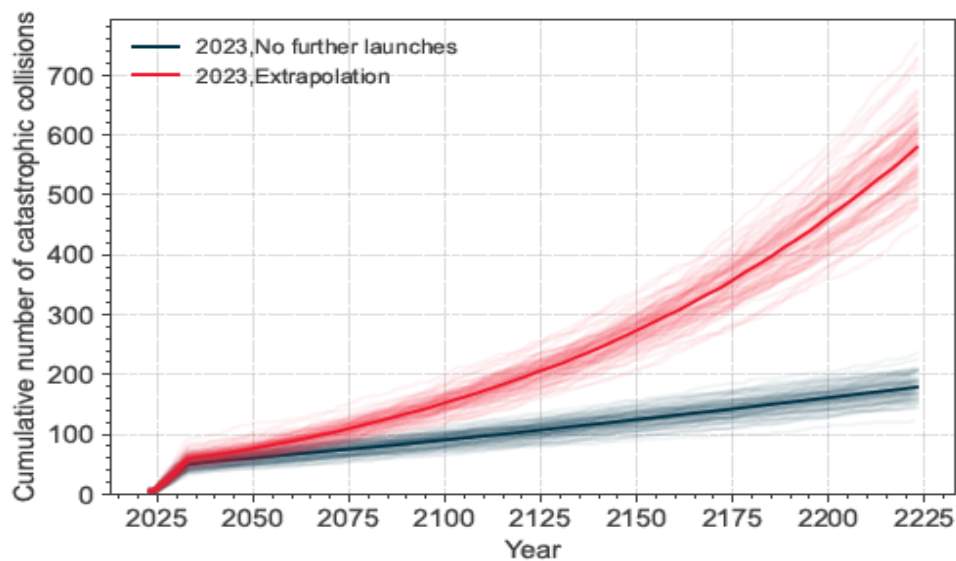


Figura 1.11: previsione del numero di collisioni cumulativo, in un lasso di tempo di 200 anni

## 1.2 Rilevamento e tracciamento dei detriti spaziali

Ai fini di ridurre la probabilità che un detrito alla deriva vada a scontrarsi con un satellite operativo, è necessario rilevare tutti i detriti che sono in orbita e tenerne traccia delle posizioni in futuro, per verificare se le loro orbite si intersecano con quelle di un veicolo operativo o si avvicinano. Per poter ottenere queste informazioni, ci si avvale di un apposito sistema di sorveglianza.

Purtroppo non è facile rilevare e tracciare i detriti in orbita, specie quelli più piccoli che possiedono orbite più instabili, quindi serve periodicamente rilevare la loro posizione nel tempo per poter prevedere accuratamente dove saranno in futuro.

L'Agenzia Spaziale Europea negli ultimi anni si sta dotando di un proprio sistema di sorveglianza ed identificazione, che fino ad ora si basava sulle informazioni della Space Surveillance Network americana, per usufruire di tali informazioni. Questi sistemi hanno una buona capacità di rilevare oggetti molto piccoli, fino a 3 mm di taglia. I detriti inferiori a quella taglia non sono un problema, anche perché come abbiamo già detto al giorno d'oggi esistono degli scudi che proteggono i veicoli spaziali da un possibile urto con questi detriti più fini.

In questo paragrafo, viene introdotto lo Space Surveillance and Tracking Segment dell'ESA, che possiede caratteristiche simili alla SSN.

Il segmento SST è un progetto che fa parte dello Space Situational Awareness programme, un programma che ha l'obiettivo di garantire la sicurezza dei satelliti a bordo e delle infrastrutture a Terra, dai pericoli dello spazio; e proprio in una delle aree di questo programma c'è l'interesse per i detriti orbitali.

Una delle attività importanti dell'SST, è quella di catalogare in un database, gli oggetti che sono stati identificati dal sistema, e aggiornare in continuazione questo catalogo con nuovi oggetti e con le informazioni relative alle loro orbite. Inoltre l'SST, è in grado, attraverso dei modelli, di asserire la probabilità di impatto tra due oggetti, e mandare un avviso di pericolo agli operatori a Terra. Per realizzare il catalogo, il segmento SST svolge un processo, qui descritto in tre punti:

- verificare che l'oggetto rilevato non sia già presente nel catalogo;
- se il detrito considerato non è ancora stato rilevato, allora si determina la sua orbita, e una volta che il detrito sia stato registrato occorre aggiornare la sua orbita periodicamente;
- monitorare i dati nel catalogo, e pianificare periodicamente delle osservazioni;

In questo sistema, ci sono dei sensori che rilevano la posizione, e con la posizione, tramite dei metodi che verranno esposti nel capitolo 3, si stabilisce qual è la sua orbita. Tuttavia, a causa dei disturbi orbitali, l'orbita non rimane sempre la stessa, e per questo motivo si deve aggiornare l'orbita periodicamente.

Con il catalogo redatto, il segmento SST può fornire i seguenti servizi:

- dare un'allerta quando due satelliti, oppure quando un satellite e un detrito si avvicinano, in modo da intervenire con sufficiente anticipo;
- determinare gli eventi di frammentazione causati da una collisione o esplosione, stimando l'evoluzione della nube di frammentazione e i rischi associati;
- predire la durata dell'orbita e la data del rientro.

L'intero sistema è gestito da un team di esperti operante nel centro ESA ESOC (European Space Operational Center), mentre i sistemi hardware sono situati in diverse aree in Europa. I sistemi hardware constano principalmente di sensori e il sistema di monitoraggio al centro



dell'ESA, dove risiede il server. Tuttavia l'ESA sta anche lavorando per un sensore del segmento SST, che verrà messo in orbita in futuro. I sensori sono telescopi, radar e laser capaci di perlustrare larghe aree del cielo.

Nelle immagini successive, vengono mostrati alcuni dei sensori, che ne farà uso l'SST.



Figura 1.12: Telescopio Testbed a Cerebrosa, Spagna



Figura 1.13: stazione radar vicino Madrid



Figura 1.14: il radiotelescopio Northern Cross, situato vicino a Bologna

Le tecnologie di questi sensori sono differenti: i telescopi sono dotati di un sistema ottico di lenti che mette a fuoco l'oggetto che si vuole osservare, mentre i laser sparano degli impulsi luminosi verso il cielo, e quando questi colpiscono un detrito, essi ritornano indietro al ricevitore. A differenza dei telescopi, i sistemi laser sfruttano l'energia che loro stessi hanno emesso, mentre i telescopi sfruttano la luce solare riflessa dagli oggetti, e per questo i primi vengono definiti come sensori passivi, mentre i secondi come sensori attivi.

Un'altra tipologia di sensore, che viene usata anche per osservazioni astronomiche, sono i radar bi-statici, che si basano sull'utilizzo di radiotelescopi già esistenti. I radar bi-statici emettono verso il cielo, degli impulsi di onde elettromagnetiche che vengono rimbalzate dagli oggetti in orbita; una volta che questi impulsi colpiscono i veicoli in orbita, tornano sulla Terra, e vengono percepiti da un altro radiotelescopio, posto altrove anche molto lontano da quello che ha generato l'impulso. Ad esempio il Northern Cross riceve le onde elettromagnetiche generate dal radiotelescopio Yevpatoria, posto in Crimea, ad alcune

migliaia di chilometri dal Northern Cross stesso. C'è da tenere presente, che questi radar sono sistemi molto complessi e di dimensioni notevoli, infatti il radiotelescopio del Northern Cross hanno delle larghezze di 32 metri, mentre Yevpatoria misura 70 metri circa. Le ragioni di queste dimensioni, stanno nel fatto che per emettere onde radio, che hanno lunghezze d'onda dell'ordine della decina di metri, servono strutture di dimensioni comparabili con la radio-onda stessa.

### 1.3 Metodi di mitigazione dei detriti e protezioni

Negli ultimi decenni, una maggiore sensibilità è cresciuta tra gli enti internazionali, che si sono adunati nell'assemblee delle Nazioni Unite, per decidere delle misure al fine di prevenire una situazione catastrofica nell'ambiente spaziale. Così le agenzie spaziali hanno deciso di costituire la IADC, Inter Agency Debris Coordination Committee, che ha predisposto delle linee guida in un documento, denominato Space Debris Mitigation Guidelines, che è stato utile come linea base alle linee guida per la mitigazione dei detriti spaziali delle Nazioni Unite. Questi standard che sono contenuti in questi documenti si basano sui seguenti principi:

- Prevenire le esplosioni e le collisioni in orbita;
- Rimuovere stadi di razzi e veicoli spaziali che hanno raggiunto il fine vita, dalle orbite più affollate;
- Ridurre la quantità di oggetti rilasciati durante le operazioni delle missioni spaziali.

Queste linee guida, vengono applicate perlopiù, in quelle regioni in cui sono presenti molti detriti e dove ci sono dei satelliti operativi, in particolare le orbite LEO e le GEO. Queste regioni orbitali, vengono definite come "regioni protette", e sono delle fasce orbitali, con determinate caratteristiche, come mostrato nell'immagine sotto.

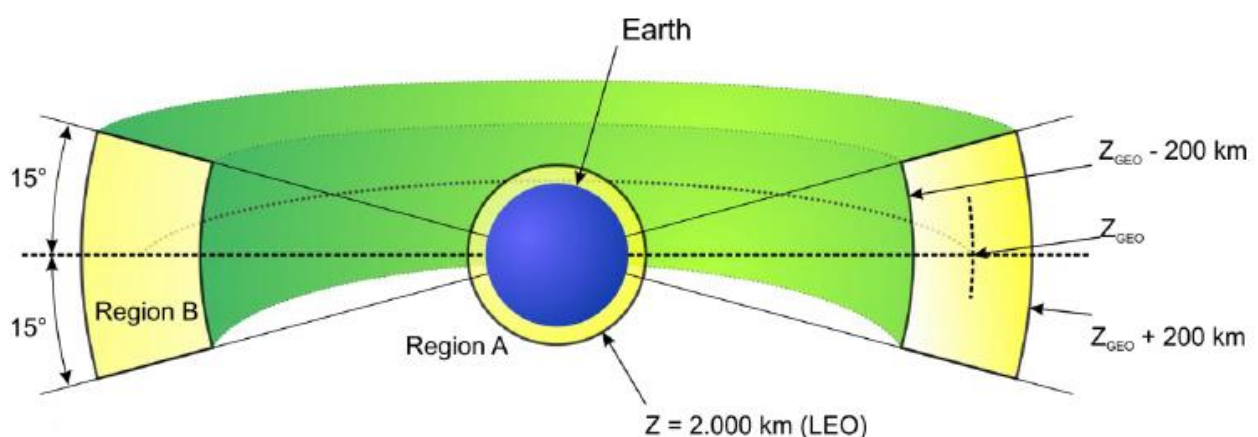


Figura 1.15: Illustrazione delle regioni protette

Come si evince dalla figura 1.15, ci sono due tipi di regioni protette:

- Regione A, quella più vicina alla Terra, indicata con il colore giallo, copre sfericamente tutte le altitudini che vanno dalla linea di Karman, fino ai 2000 km dalla superficie terrestre;
- Regione B, è un anello che si estende in una fascia attorno l'orbita geostazionaria, a partire da sotto i 200 km della quota dell'orbita geostazionaria, fino a sopra i 200 km, con un'inclinazione che varia tra  $-15^\circ$  e  $+15^\circ$  attorno il piano equatoriale.

Nei prossimi sottoparagrafi verrà spiegato con quali tecniche, vengono implementate queste linee guida, tra cui la deorbitazione e il cambio di orbita, le prevenzioni da esplosioni, gli scudi protettivi e i servizi in orbita. La rimozione orbitale attiva, invece sarà argomento del secondo capitolo, dove sarà tratta in dettaglio.

### 1.3.1 Deorbitazione e re-orbitazione

Questi due modi di eliminare i detriti dalle regioni protette, sono delle manovre orbitali, che vengono eseguite con sistemi propulsivi e non. Rimuovendo veicoli spaziali dalle regioni protette, si riduce il rischio di collisione tra veicoli, permettendo così di contribuire alla stabilizzazione della crescita dei detriti spaziali. Queste manovre devono permettere che il satellite sia rimosso entro i 25 anni dalla fine della vita operativa del satellite, come previsto dalle linee guida emanate dalla IADC. Tuttavia se il satellite avesse un decadimento orbitale che lo farebbe rientrare in atmosfera entro i 25 anni dal termine della sua vita operativa, non è necessario attuare queste manovre. Tuttavia, alcuni enti americani hanno introdotto standard ancora più stringenti sulla permanenza in orbita dopo la fine del periodo operativo.

Questo tipo di rimozione orbitale che si esegue, quando un satellite è a fine vita operativa, viene chiamata rimozione passiva.

La differenza tra deorbitazione e re-orbitazione, sta nel verso in cui si applica la forza, per modificare il moto del satellite:

- se il verso della forza è concorde con quello del vettore velocità, allora il satellite salirà di quota, per spostarsi al di sopra delle regioni protette;
- se, invece la forza ha verso contrario il vettore velocità, allora si diminuisce la quota e l'energia meccanica, per poi rientrare in atmosfera.

Più precisamente, si effettua la re-orbitazione per i satelliti in orbita geostazionaria, perché costerebbe troppo farli rientrare in atmosfera, infatti la GEO è un'orbita molto alta e per far scendere il satellite occorre un  $\Delta v$  grande, cioè un costo alto per eseguire la manovra.

Quindi per i satelliti in orbita GEO, si innalza l'orbita di 300 km da quella stazionaria, per poi finire in una cosiddetta 'orbita cimitero'.

C'è da tenere presente che per entrambi le manovre c'è sempre un costo per smaltire il satellite, perché serve del propellente in più, oltre a quello che serve per le manovre della missione, e inoltre c'è sempre bisogno di un sistema propulsivo, che comporta dell'ulteriore peso. Come sistemi propulsivi, possono venire impiegati:

- propulsori chimici a propellenti liquidi, ideali perché possono essere riaccesi più volte, quindi si può impiegare per lo smaltimento del satellite a fine vita, il

propulsore usato per le manovre di missione; questi propulsori forniscono un impulso per un intervallo di tempo ristretto;

- propulsori elettrici, che diversamente da quelli chimici, eiettano un gas ionizzato per produrre spinta, ma hanno un tempo di accensione più lungo, quindi impiegano più tempo per eseguire le manovre;
- cavi elettromagnetici, essi sono dei cavi di materiale conduttore, dove passa corrente, che interagisce con il campo elettromagnetico terrestre, producendo una forza di Lorentz; questa tecnologia non ha bisogno di propellenti per funzionare, ma può sempre servire della potenza elettrica per alimentare il cavo, quindi di un sistema di potenza; in genere questi cavi devono essere molto lunghi per avere una forza significative, e sono una tecnologia non ancora usata, e servono ancora molte miglione per poter essere impiegati.

I sistemi propulsivi non sono l'unica soluzione per far deorbitare un satellite, infatti possono essere impiegate delle vele di resistenza, chiamate 'Drag Sail', che aumentano la superficie esposta al residuo atmosferico in modo da incrementare la resistenza aerodinamica per avere un tempo di decadimento orbitale entro i limiti previsti dalle linee guida.

Nelle immagini successive, vengono mostrati la Drag Sail, e dei moduli dove sono contenuti i cavi spaziali, tecnologia utilizzata in alcune missioni per scopi sperimentali.

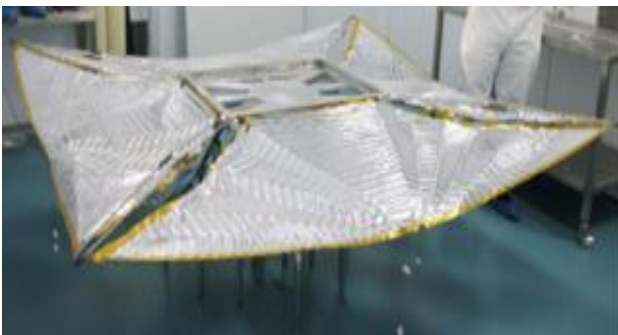


Figura 1.16: Icarus 3 Drag Sail, costruita per la missione Carbonite-1, credit: Cranfield Aerospace

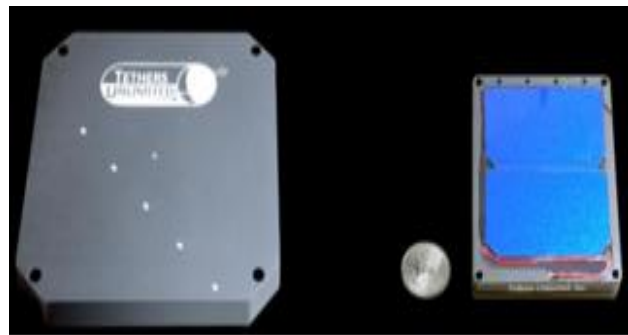


Figura 1.17: moduli tether NSTT (destra) e CSTT (sinistra)

Utilizzare questi sistemi non è sempre necessario, infatti un satellite potrebbe trovarsi su un'orbita dove il residuo atmosferico potrebbe farlo rientrare entro i 25 anni; ma il tempo di decadimento non dipende solo dall'orbita, ma anche dal coefficiente balistico del veicolo, che dipende dalla sua geometria e massa. Il coefficiente balistico lo si può così esprimere:

$$BC = \frac{C_D A}{m}$$

Più il coefficiente balistico è alto, più il satellite ha la possibilità di deorbitare, e per far sì che il BC sia alto, si deve avere un satellite largo e leggero. La dipendenza della quota sta

nel  $C_D$ , ovvero il coefficiente di resistenza aerodinamica, che dipende dalla densità atmosferica, che decresce con la quota.

Nel grafico, qui di sotto, vengono mostrate delle curve del tempo orbitale rimanente, in funzione del rapporto area-massa inglobato nella formula del coefficiente balistico, per diverse orbite circolari.

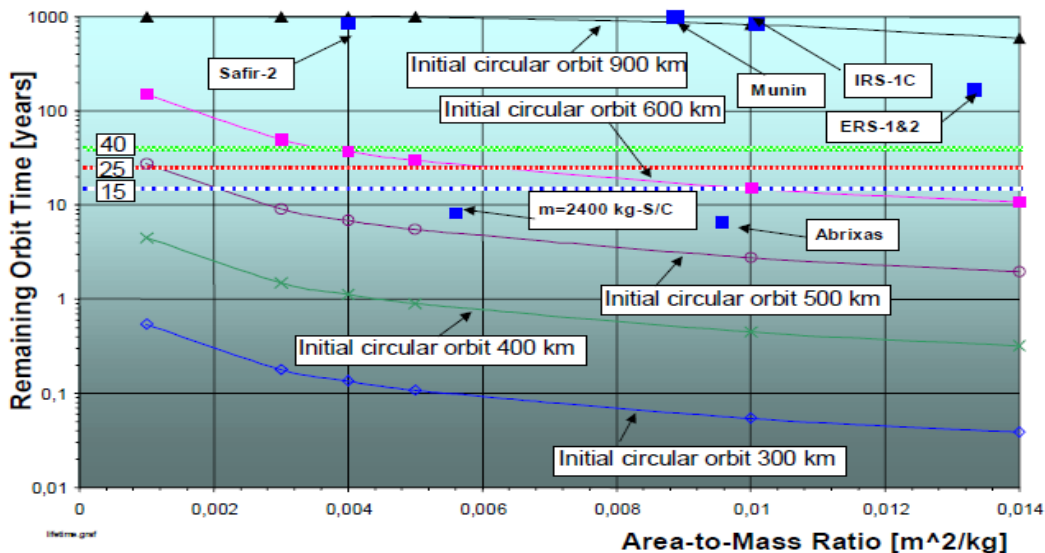


Figura 1.18: tempo orbitale rimanente in funzione del rapporto area massa, per diverse orbite

Come possiamo vedere, per le prime due curve, relative alle orbite di 300 km e 400 km, non intersecano in nessun punto la retta rossa dei 25 anni, quindi a quelle quote, per qualunque rapporto area-massa, compreso tra 0.001 e 0.014, il satellite rientrerà in atmosfera in meno di dieci anni. Naturalmente, se si scendesse per rapporti area-massa, molto vicini allo zero, tali curve intersecherebbero la linea rossa dei 25 anni, ma non esiste nessun satellite con valori così piccoli di rapporti area-massa.

La cosa è diversa se il veicolo si trova su un'orbita con quota da i 500 km in poi, perché la curva per un determinato rapporto area-massa, ha un tempo superiore ai 25 anni, infatti la curva viola interseca la retta rossa in 0.001. Per le altre curve, il valore di rapporto area-massa è ancora più alto, e se si arriva su un'orbita di 900 km, per nessun valore di area-massa, il satellite deorbiterà.

Da notare che attorno alla retta rossa, ci sono altre due rette, relative ad un tempo di permanenza di 15 anni e 40 anni. Queste rette sono un margine, per via dell'incertezza dei modelli matematico, quindi occorrerà riferirsi ad un tempo leggermente inferiore, per avere la certezza che il satellite rientri in atmosfera entro i 5 anni.

Ad influire sul tempo di decadimento orbitale, sono anche i minimi e i massimi solari, che fanno cambiare la densità del residuo atmosferico nelle orbite. Infatti quando si è in un periodo di massima intensità di radiazione solare, l'atmosfera tende a dilatarsi, e quindi si incrementa un po' nelle orbite LEO, e ciò sarebbe favorevole per il decadimento orbitale. Invece, nei periodi di minimo solare, l'atmosfera è un po' più compatta, e quindi nelle orbite LEO, la densità sarà un po' più bassa, e il tempo di decadimento sarà un po' più lungo.

In questa altro grafico, vengono riportate le curve del costo di manovre impulsive, e manovre a bassa spinta, per fare deorbitare un satellite entro i 25 anni, a seconda dell'orbita di partenza.

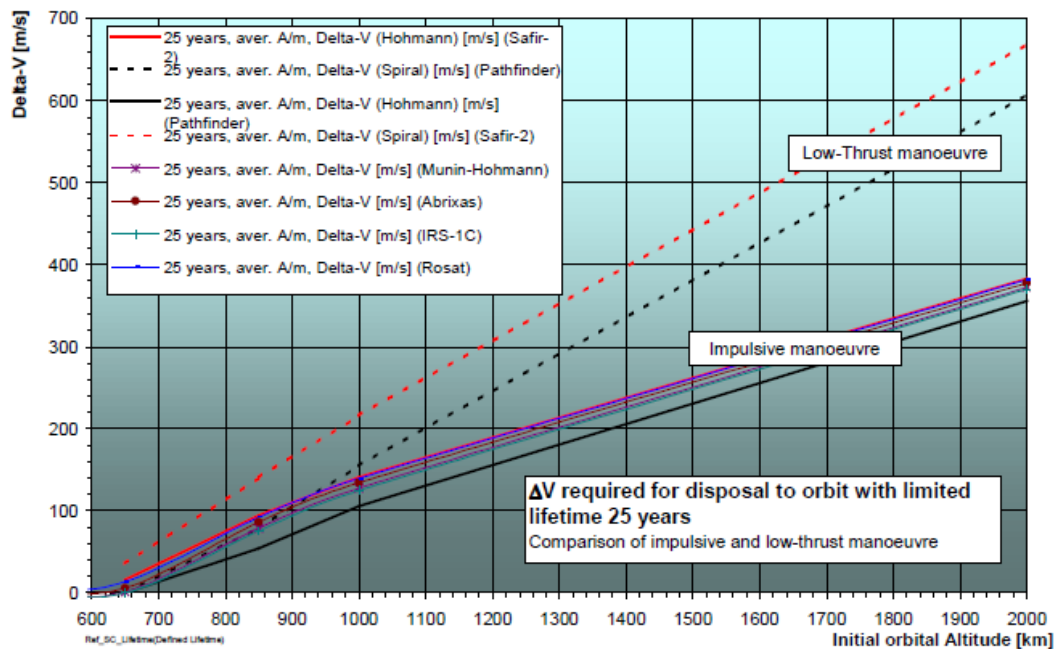


Figura 1.19:  $\Delta v$ , per due categorie di manovre, per far deorbitare il satellite entro i 25 anni, a partire da un'orbita iniziale, che varia dai 600 km fino a 2000 km.

Da osservare, che linee tratteggiate, cioè quelle relative alle manovre a bassa spinta hanno un costo più elevato rispetto a quelle impulsive, rappresentate con una linea continua; questo oltre i 1000 km, mentre al di sotto, non c'è molta differenza tra i due gruppi di manovre. Se invece consideriamo un'orbita di 2000 km, si spende molto di meno con una manovra impulsiva, perché con un propulsore chimico si dà un impulso che rende l'orbita ellittica, con un perigeo basso che sfiora l'atmosfera terrestre, ed ogni volta che il satellite attraversa i punti più bassi dell'orbita ellittica ad alta velocità perde energia meccanica. Tutt'altra cosa, è invece con un propulsore elettrico, che esegue una traiettoria a spirale, e deve tenere acceso il propulsore per tutto il tempo della manovra, che potrebbero essere di giorni o qualche anno per far arrivare il satellite alle quote più basse.

Una cosa importante quando si fa rientrare un veicolo in atmosfera, è quella di cercare di mantenere un assetto relativo all'atmosfera che abbia una superficie massima, e per fare questo, serve l'aiuto del sistema di controllo di assetto che dovrà mantenere l'assetto desiderato stabile.

Un altro aspetto cruciale è quello della sicurezza a Terra, perché alcuni satelliti potrebbero non bruciarsi completamente in atmosfera, ma arrivare sulla superficie terrestre ancora abbastanza intatti e colpire infrastrutture o persone. Prima di far deorbitare un veicolo, bisogna eseguire delle simulazioni per vedere in quale zona del pianeta il veicolo potrebbe andare. Quello che si fa è regolare il path angle in modo che il satellite prenda una traiettoria di discesa ripida, in modo che non rimbalzi, e che bruci il più possibile, e che la sua traiettoria finisca in una zona non popolata come oceani o deserti.

Quello che si sta facendo nei giorni odierni, al fine di evitare che parti di satelliti arrivino a Terra, è il design for Demise, ovvero si progetta il satellite in grado che si frantumi facilmente in atmosfera, per poi bruciare del tutto durante la discesa.

### **1.3.2 Manovre di anticollisione**

Un altro modo per evitare la formazione di ulteriori detriti orbitali, è quello di prevenire le collisioni, evitando che veicoli spaziali in orbita, entrino in collisione tra di loro oppure impattino con altri oggetti naturali o artificiali. Per fare questo, bisogna eseguire delle manovre di anticollisione, che nella pratica constano di una leggera modifica dell'orbita, spostando il satellite momentaneamente su un'orbita più sicura, dove non può entrare in collisione con altri oggetti. C'è da tenere presente che queste manovre, se vengono eseguite con propulsori, comportano degli ulteriori costi per il veicolo, considerando poi, che una volta superato l'ostacolo, bisogna riaggiustare l'orbita rendendola come prima.

In certi casi, i veicoli spaziali possono non avere dei propulsori, come ad esempio nei cubesat, e in tali casi si può sfruttare la resistenza aerodinamica residua delle orbite basse, per abbassare l'orbita di poco, orientando il satellite in modo da massimizzare questo effetto. Sempre nel caso in cui non si possano accendere dei propulsori, si possono utilizzare i sistemi di controllo d'assetto per schivare un detrito o qualsiasi altro oggetto, in modo che si permetta solo di sfiorare il veicolo senza provocare potenziali danni.

Le manovre di anticollisione vengono eseguite, quando viene asserita un'alta probabilità di impatto (tipicamente quando è uno su dieci mila), che può essere determinata con diversi metodi analitici o algoritmi; tuttavia al giorno d'oggi, agenzie spaziali come l'ESA stanno sviluppando metodi basati sull'intelligenza artificiale per stabilire il rischio in modo autonomo per il satellite, che saranno in grado di prendere decisioni per effettuare le manovre protettive. Attualmente vengono dati degli allarmi nelle basi di controllo, e quando gli operatori lo ritengono necessario, inviano una stringa di comandi al veicolo per effettuare le manovre opportune

Nelle operazioni di anticollisione, possono subentrare alcuni fattori che possono complicare le operazioni, ad esempio se uno dei due veicoli non ha dei sistemi di controllo (utile per collaborare ai fini di evitare l'impatto), oppure uno dei due oggetti è un detrito naturale, o ancora se il rischio è stato predetto con certo ritardo, rispetto ai tempi in cui bisogna agire.

### **1.3.3 Lo scudo di Whipple**

Tenere traccia dei detriti di dimensioni più piccole (di pochi centimetri, o di meno) è piuttosto difficile, se non impossibile, ai fini di identificare le loro orbite e proiettare le loro posizioni nel tempo. Allora si deve rendere accettabili che un detrito piccolo possa impattare con il veicolo spaziale. Una soluzione venne trovata da Fred Whipple negli anni 40, che concepì un paraurti adatto a smorzare l'energia di un proiettile che impatta ad alte velocità. In pratica consta di tre o più pareti di alluminio che ricoprono le parti del veicolo che sono vitali; in mezzo ad essi possiamo trovare il vuoto o strati di kevlar o altro materiale.

Quando un detrito colpisce il veicolo, la parete più esterna viene sacrificata e forata, mentre

il detrito si frantuma in una nube di particelle che andranno a urtare contro la seconda parete, ma questi essendo più piccoli e possedendo velocità inferiori, difficilmente perforeranno questa parete, ma di certo la deformeranno, facendo rimanere intatta la parete interna del veicolo spaziale. In certi casi, anche la terza parete di alluminio potrebbe essere colpita dalla nube di detriti e pezzi dello strato precedente, ma deve pur sempre garantire sicurezza alle parti vitali interne del veicolo.

Lo svantaggio che comporta l'introduzione di questa tecnologia, sono i maggiori volumi e pesi del satellite.

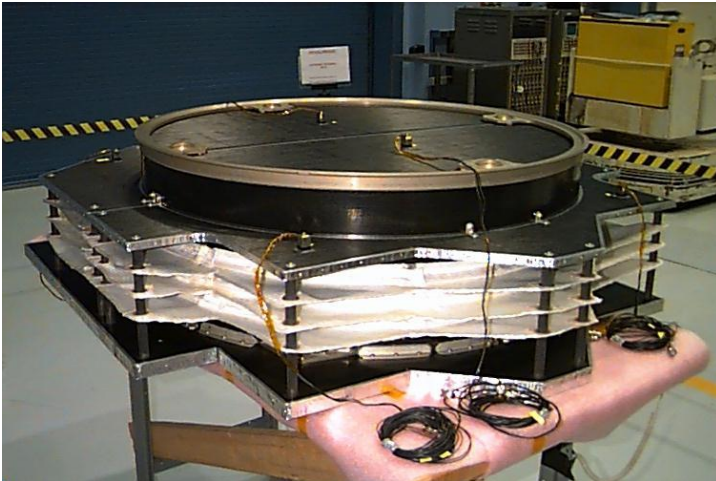


Fig 1.20: lo scudo di Whipple della sonda Stardust, che serviva a proteggerla dalle polveri e detriti della cometa Wild2.

### 1.3.4 Passivazione

La passivazione, è un modo per prevenire un'esplosione di strumenti a bordo di satelliti che potrebbero esplodere, perché all'interno di essi potrebbero esserci delle sostanze esplosive. Un'esplosione rischia di provocare una rottura con conseguente frammentazione di parti del satellite, e questi pezzi, come abbiamo già detto potrebbero colpire altri satelliti operativi. In poche parole, la passivazione consiste di privare il veicolo di queste sostanze esplosive, che sotto certe condizioni ambientali potrebbero innescare un'esplosione. Nel caso degli stadi di lanciatori, si dota il serbatoio di valvole di sfiato, che mettono l'interno del serbatoio in comunicazione con l'ambiente esterno dove la pressione è nulla. Una cosa simile viene fatta per le batterie se al loro interno hanno sostanze liquidi, altrimenti si cerca di non ricaricare più le batterie scollegandole dal sistema di generazione.

Da notare che la passivazione serve piuttosto a quei satelliti che non rientrano in atmosfera, ma che vengono immessi in orbite cimitero, oppure per quei veicoli che vengono abbandonati al di fuori delle regioni protette, dove per il momento non ci sono limiti per la permanenza in orbita.

### 1.3.5 On-orbit servicing

L'On Orbit Servicing o servizio in orbita, oppure solamente OSS, è una tattica utile per poter allungare la vita operativa dei satelliti, oppure per renderli nuovamente funzionanti, dopo che si sono guasti. Così facendo, i satelliti che vanno incontro ad una failure, non diventano più dei detriti vacanti, ma possono ritornare nuovamente operativi.



Più in generale l'OSS, non riguarda solamente le attività di riparazione, sostituzione e rifornimento di carburante a bordo, ma anche le attività di rimozione attiva dei detriti in orbita, l'aggiornamento dei satelliti, sia hardware che software, lo spostamento da un'orbita all'altra, la costruzione di piattaforme orbitanti ed altri tipi di veicoli spaziali.

In una missione di OSS, è presente un veicolo spaziale denominato come servicer, che sarebbe colui che prende parte attivamente all'esecuzione di servizio in orbita; e poi il client che è il satellite richiedente il servizio. Il servicer si occupa anche di tutte le manovre per raggiungere il client nella sua posizione orbitale. A seconda di che attività deve svolgere in orbita, il servicer può essere dotato di diverse attrezzature, come:

- un serbatoio e un'interfaccia per il riempimento di combustibili, pressurizzanti, se il veicolo deve compiere una missione di rifornimento;
- un braccio robotico, che serve per effettuare il docking tra servicer e client, e anche per le operazioni di smontaggio, sostituzione e riassetto delle parti coinvolte nella manutenzione;
- i pezzi di ricambio, e gli utensili che verranno montati sul braccio come pinze ecc.
- strumentazioni per ispezionare il client, come camere ecc.

Al giorno d'oggi il servizio in orbita è un'attività che è già stata condotta, come ad esempio durante un delle missioni dello Space Shuttle, dove gli astronauti hanno sostituito lo specchio del Telescopio Hubble, e tutte le altre cinque missioni. Al giorno d'oggi diverse start-up stanno elaborando dei concetti per il servizio in orbita, che dimostra avere una buona fattibilità tecnologica. Sotto si riporta un esempio di concept sviluppato dalla start-up americana orbit-fab, un sistema per il riempimento di propellenti per cubesat.



Figura 1.21: sistema di rifornimento di combustibile multi-satellite, orbitfab

## Capitolo 2

### 2 Tecnologie per la rimozione dei detriti orbitali

In questo capitolo verranno affrontate diverse tecnologie che verranno usate nel prossimo futuro per rimuovere attivamente dall'orbita i detriti che permeano lo spazio. Alcune di queste sono ancora fase di ricerca e sperimentazione a livello di prove di laboratorio, mentre altre presentano avere dei buoni TRL, e presto saranno pronte per le prime missioni dimostrative. Tuttavia, si vuol far tener presente che attualmente non si sono ancora effettuate delle vere e proprie missioni di rimozione attiva di detriti, ma si sono testate delle tecnologie per valutarne l'efficacia e l'affidabilità di questi sistemi in orbita, senza rimuovere dei veri detriti, ma solo dei modelli sviluppati per questi propositi. In questo capitolo verranno presentate alcune di queste missioni dimostrative, che hanno confermato la prontezza per essere usate in futuro.

Verranno introdotte dapprima i sistemi di deorbitazione e poi quelli di cattura dei detriti, che hanno il compito di afferrare il detrito e mantenerlo saldo durante la deorbitazione. Tra le varie metodologie per la deorbitazione, abbiamo quelle che richiedono il contatto fisico tra detrito e veicolo inseguitore, e quello che li possono far deorbitare senza stabilire una connessione diretta. Nello schema rappresentato qui di seguito, vengono schematizzate queste metodologie con le loro categorie.

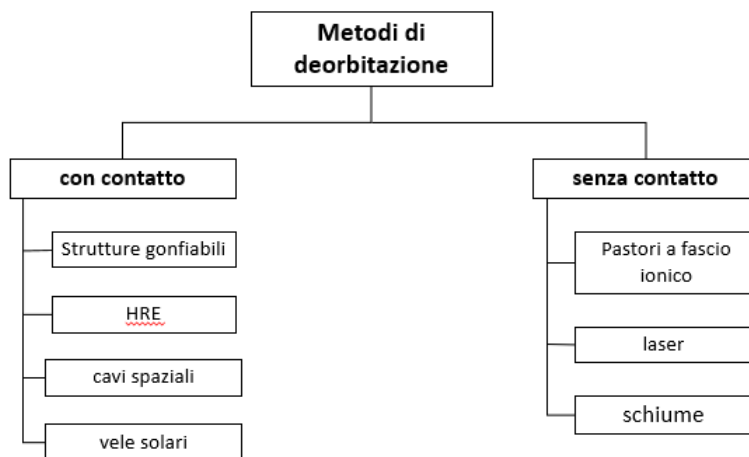


Figura 2.1: schema dei metodi di deorbitazione

Quindi non tutti i sistemi di deorbitazione richiedono un sistema di cattura, che tra l'altro comporta un maggiore peso del chaser (veicolo che andrà a catturare e far deorbitare il detrito), complessità del sistema e dei requisiti stringenti al sistema di controllo.

Tra i vari sistemi di cattura troviamo quelli rigidi, che non permettono alcun movimento del detrito relativo al chaser, mentre quelli flessibili lo consentono e richiedono dei requisiti meno stringenti al sistema di controllo di assetto. Di seguito vedremo una schematizzazione dei sistemi di cattura che verranno trattati, a parte il trattore elettrostatico e quello

gravitazionale, che sono concetti molto pionieristici per i nostri tempi, e avranno un più probabile impiego negli asteroidi.

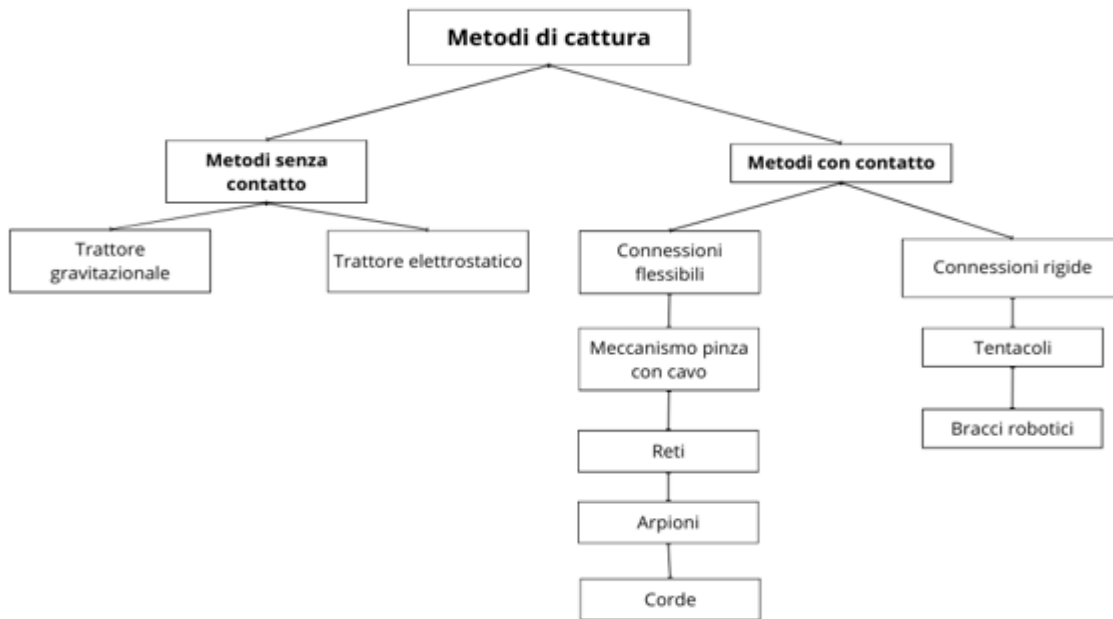


Figura 2.2: diagramma di tutti i sistemi di cattura dei detriti

## 2.1 Tecnologie di rimozione orbitale

### 2.1.1 Laser

Le tecniche con il laser si basano nell'emettere dei fasci di luce concentrata verso i detriti che devono essere rimossi, generando così una forza di verso opposto al moto del detrito stesso con la pressione dei fotoni. Questi fasci laser possono essere emessi da una stazione laser a Terra, oppure da delle piattaforme spaziali come satelliti o stazioni orbitanti, infatti ci sono progetti che prevedono l'installazione di un equipaggiamento laser per proteggere la Stazione spaziale internazionale dai detriti. La rimozione dei detriti tramite laser può avvenire non solo per deorbitazione, ma anche con l'ablazione del detrito stesso prima che deorbiti, oppure in maniera combinata, dove una parte di massa del satellite viene bruciata, e una rimane, bruciando poi in atmosfera.

Da certi studi e analisi, si ha dimostrato che le tecniche laser siano efficienti nel rimuovere grandi quantità di detriti orbitali di qualsiasi dimensione, inoltre hanno anche la possibilità di operare con satelliti in condizioni di tumbling, difficili da controllare. Anche sotto l'aspetto dei costi della tecnologia sono convenienti, rispetto ad altri concetti studiati, ma prestano alcune problematiche. Prima di essere rimossi, i detriti devono essere identificati e tracciati (se il sistema avesse anche tale mansione), e questo è più complicato per i sistemi laser, per via della concentrazione del fascio laser. Inoltre se si tratta di stazioni laser a Terra, c'è anche il problema della dispersione energetica, che rende meno efficace la rimozione; ma per ovviare a questo problema si può optare per le stazioni in orbita che non sarebbero soggette alla dispersione energetica in atmosfera terrestre. Purtroppo i metodi laser

presentano ancora molte, come la complessità di gestione, specie nella movimentazione e l'assemblaggio, e più in generale hanno limiti nell'essere efficaci quando hanno a che fare con grandi distanze dal detrito, e come già citato prima, possiedono limitazioni nell'angolo di apertura operativo.

Ulteriori studi hanno rilevato che l'invio di un fascio laser, comporta un'alterazione dei parametri orbitali, non solo sul detrito stesso, ma anche alla stazione laser orbitante; in particolare si è vista un'alterazione più marcata nell'inclinazione orbitale e nell'ascensione retta del nodo ascendente, effetto assente, invece nelle stazioni a Terra.

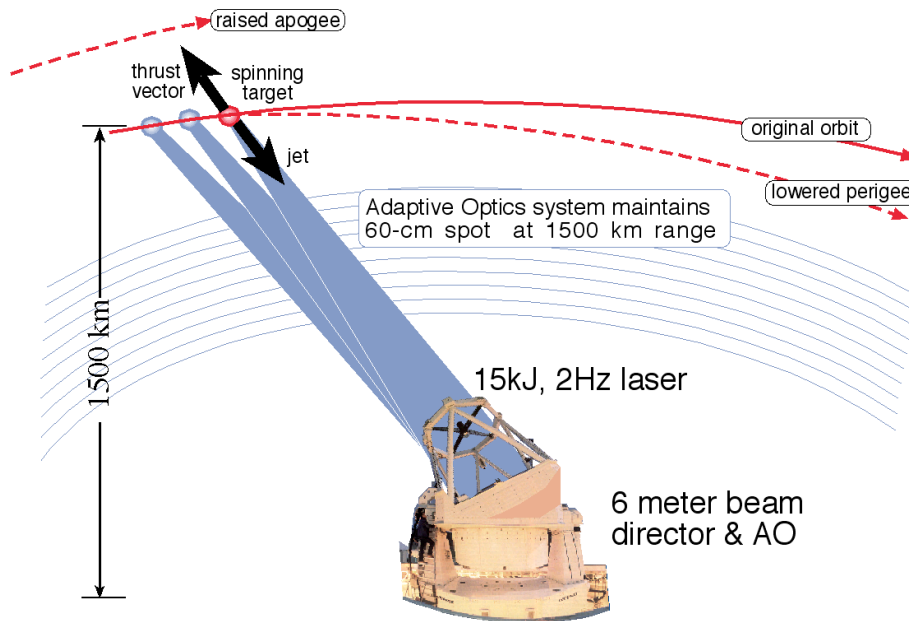


Figura 2.3: base a terra del progetto ORION

Nell'immagine sopra è mostrata, la stazione a Terra concepita nel progetto ORION, con lo scopo di rimuovere i detriti orbitali di dimensione compresa tra gli 1 e i 10 cm, fino a orbite di 1500 km. La stazione colpisce il detrito con un fascio di 60 cm, e osservando il vettore forza che agisce sul detrito, c'è una componente opposta al moto del satellite che fa abbassare il perigeo, mentre la componente verticale avrebbe solo l'effetto di modificare l'argomento del perigeo (cosa irrilevante per questo fine); inoltre si può intuire come l'efficacia del laser sia migliore quando i detriti hanno angoli di elevazione bassi rispetto alla stazione a Terra, perché in quel caso la componente tangente all'orbita della forza è maggiore

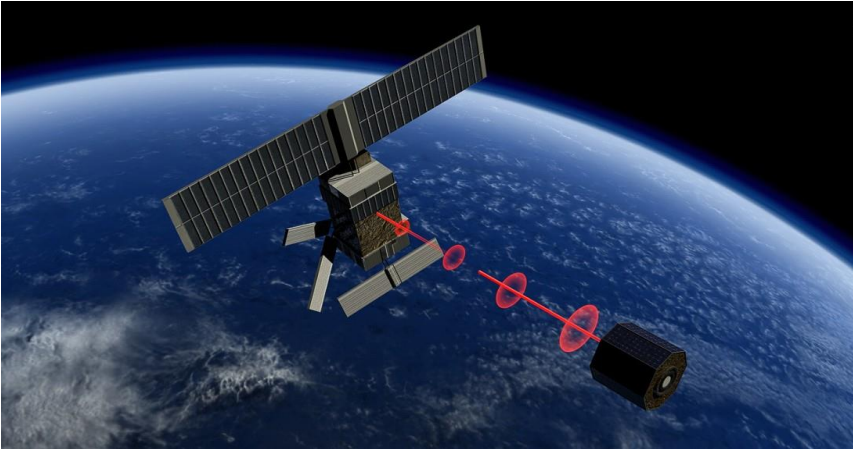


Figura 2.4: stazione laser orbitante che deorbita un detrito

Con una stazione laser orbitante, si hanno range di distanza molto più limitati rispetto a quelle terrestri, per via della possibilità di poter generare una minore potenza elettrica a bordo.

### 2.1.2 Metodi basati su pastori a fascio ionico

In questo metodo si ha un satellite ‘pastore’ che controlla i detriti spaziali, facendoli deorbitare o re-orbitare, con un fascio di ioni quasi neutri, emesso da un propulsore ionico. Il satellite pastore, per poter agire sul detrito in modo efficace, deve locarsi in prossimità del detrito stesso, in modo che il fascio ionico sia ancora ben concentrato, e produca un effetto significativo, in termini di forza, sul detrito. Normalmente, si ha previsto con le simulazioni, la distanza pastore-detrito deve essere all’incirca di qualche diametro del detrito stesso. Bisogna tenere presente che avvicinare troppo il satellite pastore al detrito, comporterebbe dei rischi di collisione tra i due, inoltre il pastore potrebbe essere maggiormente soggetto al fenomeno di polverizzazione catodica (ovvero di emissione di atomi o ioni dalla superficie del detrito stesso) e al flusso reverso, che potrebbero andare a contaminare alcune parti vitali del pastore come pannelli solari, oppure recando danni al pastore.

Il satellite pastore, avendo un propulsore che fornisce una forza al getto di ioni, riceve anch’esso una spinta contraria per il 3° principio della dinamica, facendolo distanziare dal detrito, e rendendo inefficace l’operazione di rimozione. Per ovviare a questo inconveniente, il pastore viene dotato di un sistema di propulsione elettrico secondario (come illustrato nell’immagine successiva), permettendo di avere una spinta contraria in modo da stabilizzare il pastore.

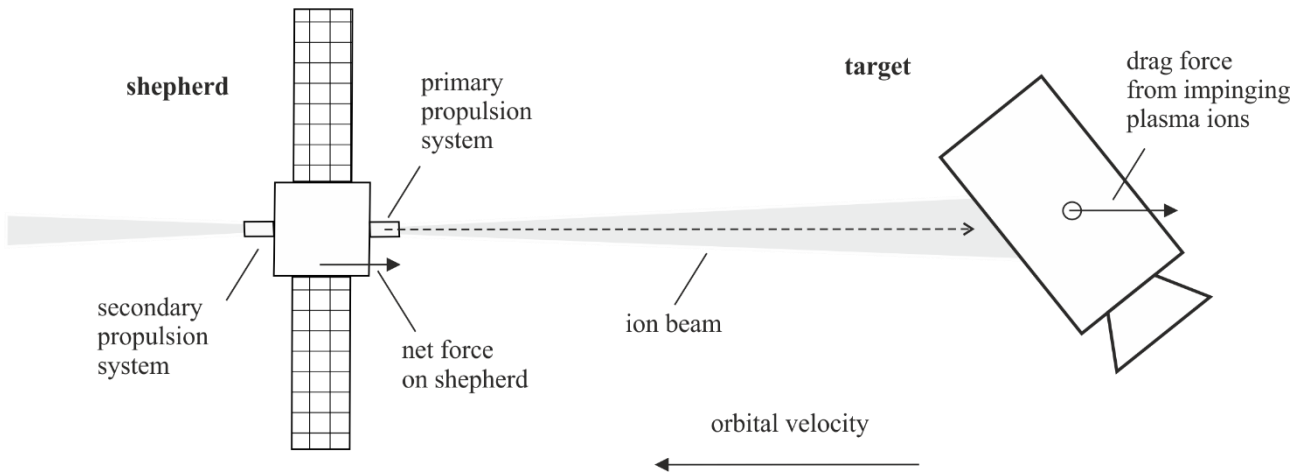


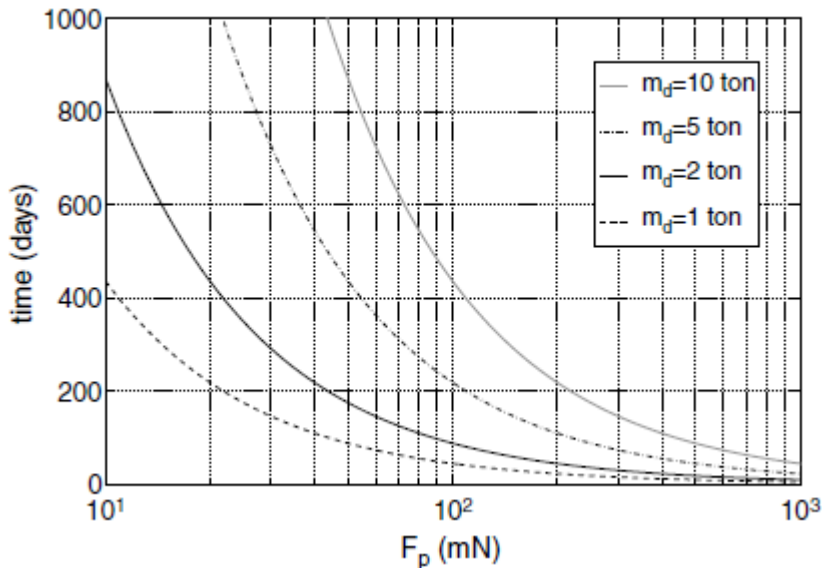
Figura 2.5: rappresentazione del satellite pastore con il detrito da rimuovere

Affinché il fascio di ioni sia neutro, e non sia soggetto al campo elettrico interno al propulsore, il fascio deve essere neutralizzato, con neutralizzatore posto a valle dell'ugello che spara gli elettroni verso gli atomi ionizzati che escono dall'ugello, cosicché ci sia una carica quasi nulla, in modo che non avvenga un rallentamento del fascio. Avere degli ioni con bassa velocità di scarico, vuol dire avere angoli di divergenza del fascio troppo elevati, perché gli atomi hanno una componente di velocità trasversale caotica dovuta all'agitazione termica e agli urti tra di essi, che con basse velocità di scarico  $c$  diventerebbe paragonabili a essa; quindi si potrebbe pensare di accelerare il fascio ad alte velocità di scarico, ma ciò non sarebbe poi così conveniente. Se si volesse aumentare la velocità di scarico degli atomi, servirebbe una maggiore potenza elettrica generata a bordo per accelerare il fascio, e ciò comporterebbe un sistema di potenza più pesante. Tuttavia, se si ha una tecnologia con alta potenza specifica, ci si può permettere alte velocità di efflusso, che vuol dire impulso specifico più alto, cioè portarsi dietro una massa minore di propellente, che in genere si tratta di Xenon. Quello che si fa è progettare entrambi i propulsori con una velocità di scarico ottima, che permette di avere un compromesso tra massa di propellente e massa del generatore, tale velocità è descritta dalla seguente formula:

$$c = \sqrt{\frac{2\eta\Delta t}{\alpha}}$$

dove  $\eta$  è il rendimento dei due propulsori del pastore,  $\Delta t$  è l'intervallo di tempo per cui i propulsori rimangono accesi,  $\alpha$  è l'inverso della potenza specifica. Da notare che se  $c$  è un  $\alpha$  alto, vuol dire che per generare potenza servono dei pesi molto alti; mentre se la missione comporta dei tempi lunghi di utilizzo dei propulsori, è meglio avere velocità di scarico alte, per non avere una massa di propellente elevata. Osservando la figura precedente con il satellite pastore, si vede che il pastore deve posizionarsi anteriormente al detrito, nella direzione di velocità orbitale, in modo che il propulsore principale possa fargli abbassare l'orbita. Il pastore si abbassa anch'esso, per via della forza del propulsore secondario, fino all'orbita desiderata, dove la resistenza aerodinamica è sufficiente a far rientrare il detrito in poco tempo; se dovesse invece spostare il detrito in un'orbita cimitero, le cose sarebbero al contrario. I tempi di abbassamento dipendono dalla massa del detrito, e dalla forza che il

propulsore è in grado di applicare, ma normalmente sarebbero abbastanza lunghi, come si può vedere nel grafico.



Le spinte dei propulsori elettrici, normalmente sono piccole, di poche centinaia di mN, e per questa ragione i tempi per cambiare l'orbita sono notevoli rispetto ad un propulsore chimico. Il grafico è relativo ad un abbassamento da 1000 km a 300 km, per detriti che vanno da 1 tonnellate fino a 10.

Figura 2.6: grafico tempo-spinta con diverse masse di detriti

Tutto sommato, questa tecnologia, presta ad essere fattibile anche per i nostri giorni, ma per deorbitare un detrito, potrebbe servire anche qualche anno se non di più. Inoltre, non avendo bisogno di un contatto diretto, potrebbe essere adatta a quei detriti che hanno un assetto oscillante o che sono in continua rotazione, poiché non ci sarebbe il rischio di rottura di dispositivi meccanici per l'afferrata. Bisogna considerare che se il detrito non è in condizioni stabili di assetto, come è emerso da certe simulazioni, l'operazione di deorbitazione sarebbe meno efficace e più lunga, così come nel caso in cui il detrito si trovi in una quota dove c'è ancora dell'atmosfera residua, perché in questo caso gli ioni interagirebbero con le particelle perdendo energia.

### 2.1.3 Cavi spaziali

I cavi spaziali sono già stati accennati nel capitolo precedente, come mezzo propulsivo per produrre una spinta senza la necessità di propellenti. In questo paragrafo verranno discussi con un maggiore dettaglio, in particolare sulla fenomenologia, le tipologie e le applicazioni nella rimozione attiva dei detriti orbitali. Sono stati studiati e teorizzati diversi concetti di cavi spaziali, tra cui quelli elettrodinamici che sfruttano la velocità orbitale e il campo magnetico terrestre, quelli di scambio di quantità di moto, che permettono di spostare il detrito in orbite di altitudine diversa o trainare il detrito, e ancora i cavi elevatori che fungono da ascensore per i veicoli spaziali.

Tra i cavi scambiatori di quantità di moto, si possono avere cavi rotanti e non rotanti; quelli non rotanti hanno la stessa velocità angolare della Terra, pertanto rispetto ad un punto sulla Terra appaiono essere sempre verticali, mentre quelli rotanti hanno velocità angolari diverse

da quelle terrestre. In questi cavi, il detrito viene attaccato ad una delle estremità del cavo stesso, e se il detrito viene rilasciato dalla parte più alta rispetto alla Terra (tenendo in considerazione che il cavo abbia una lunghezza di chilometri) acquisisce una maggiore quantità di moto che gli permette di salire di quota, a scapito del cavo che si abbasserà su un'orbita più bassa. Se il detrito viene sganciato nell'estremità inferiore del cavo, allora il detrito perde quantità di moto e si abbassa di quota, dove è possibile il rientro dopo un certo lasso di tempo. Ovviamente prima che questo avvenga, il detrito viene agganciato nell'estremità superiore, permettendo, poi al cavo di acquisire una maggiore quantità di moto. Questi cavi devono rimanere sempre in rotazione, in modo che la forza centrifuga lo mantenga teso.

Se il cavo, invece non è rotante ed è attraversato da corrente, in questo caso si parla di cavi elettrodinamici. Essi sono costituiti da un materiale conduttore, e sono percorsi da corrente che va da un estremo all'altro. Questi cavi sono aperti con l'ambiente, infatti il flusso di elettroni che costituisce la corrente, arriva dal plasma esterno dell'ionosfera; qui gli atomi sono ionizzati dalla radiazione solare e da altri tipi di radiazione. Il cavo elettrodinamico può funzionare in due modi: come generatore, convertendo l'energia cinetica in quella elettrica, oppure come motore, dove viene applicata una differenza di potenziale agli estremi, tramite un'altra sorgente di energia.

Nel funzionamento come generatore, il cavo si abbassa di quota perché l'energia elettrica viene poi dissipata in calore, e non può essere recuperata, quindi questa è la situazione che si desidera avere quando si vuole far deorbitare il detrito, una volta che il veicolo che controlla il cavo sia collegato al detrito. Il cavo, essendo fatto di un materiale conduttore che viaggia con la velocità orbitale nel campo magnetico terrestre, è sottoposto ad una differenza di potenziale, descritta dalla legge dell'induzione di Faraday:

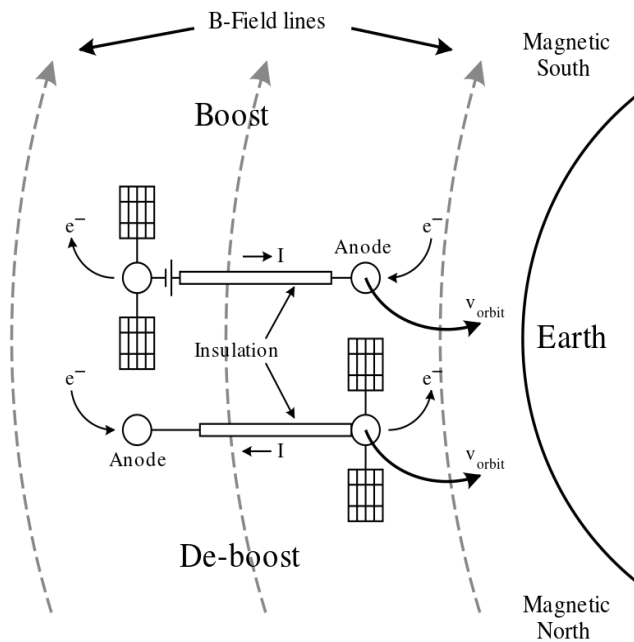
$$V_{emf} = \int_0^L \vec{v}_{orb} \times \vec{B} d\vec{L}$$

Inoltre, essendoci delle cariche in movimenti, si genera la Forza di Lorentz, così formulata:

$$\vec{F} = \int_0^L I(L) d\vec{L} \times \vec{B}$$

A seconda del verso e direzione della velocità orbitale e del campo magnetico terrestre (linee che vanno dal nord magnetico verso il sud magnetico), la forza elettromotrice ha una direzione perpendicolare a questi due, e un verso dettato dalla regola della mano destra. Nell'immagine a seguire, viene mostrato il cavo immerso nel campo magnetico, con le due modalità di funzionamento.





Nella configurazione più in basso il cavo è nella modalità di generatore, la corrente è diretta verso le orbite più alte, mentre nella modalità di motore dove serve una spinta per riportarsi su orbite più alte, il cavo è diretto in senso contrario rispetto a quella di generatore, in modo da produrre una forza di Lorentz concorde alla velocità orbitale.

Figura 2.7: Illustrazione del cavo nelle due possibili modalità di funzionamento

Le estremità del cavo devono avere una superficie larga, per via della bassa densità degli ioni in quelle orbite.

Sono stati studiati concetti con reti con cavi elettrodinamici, che servono per catturare il detrito e intrattenerlo, e allo stesso tempo deorbitare tramite l'interazione con il campo elettromagnetico, e su questi concetti, sono state svolte delle simulazioni multi-corpo per verificarne il comportamento, anche se per avere dati più attendibili, servirebbero dei test.

La tecnologia dei cavi spaziali, si presta essere una tecnologia semplice (come sistema), che non ha la necessità di eseguire della manutenzione, che non richiedi di portare propellenti a bordo, ma d'altro canto i cavi spaziali impiegano tempi anche più lunghi rispetto al pastore con fascio di ioni e richiedono delle difficili tecniche di dispiegamenti, in particolare per quelli più lunghi.

#### 2.1.4 Vele solari

Le vele solari sono anch'esse una tecnologia che non richiede l'immagazzinamento a bordo di propellenti, sfruttando l'energia solare per produrre una spinta per deorbitare o salire di quota. Ovviamente, per rimuovere i detriti spaziali, le vele solari produrranno spinta solo quando la luce solare sarà perpendicolare alla superficie della vela stessa, e non avranno nessun effetto utile quando la vela è parallela ai raggi solari e nei periodi di eclissi orbitale. Una vela solare, quando è sottoposta alla radiazione solare, scambia quantità di moto con i fotoni che ci urtano contro. Per il terzo principio della dinamica, nascerà una forza di reazione con direzione perpendicolare alla superficie della vela stessa, e verso opposto a quello della velocità della vela. La quantità di moto dei fotoni che colpiscono la vela solare è la seguente:  $p = \frac{E}{c}$ , che genera la forza descritta da questa relazione:  $F = \frac{I(1+k)}{c}$ . Nelle formule appena viste, E è il flusso di energia dei fotoni che investono la vela, c'è la velocità

della luce, l'intensità di radianza solare (nell'orbita terrestre vale  $1367 \text{ W/m}^2$ ),  $k$  il valore di riflettività che risulta essere sempre maggiore di 1.

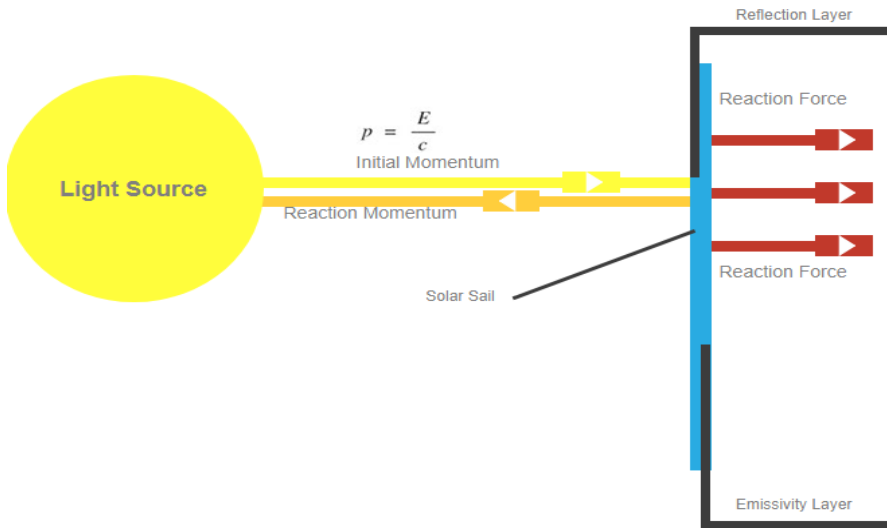


Figura 2.8: schematizzazione della fisica delle vele solari

Non tutti i fotoni vengono rimbalzati, alcuni vengono assorbiti dal foglio della vela stessa, che lo andranno a surriscaldare, ma questa energia verrà rilasciata sotto forma di radiazione termica dagli strati del foglio, producendo un secondo effetto utile, ma ben più contenuto rispetto a quello della riflessione dei fotoni.

Principalmente le vele solari sono costituite da questi fogli, di materiale particolarmente riflettente, chiamati petali, e delle aste che servono per il dispiegamento, e per mantenerle rigide durante la loro missione. Tuttavia questa non è l'unica configurazione possibili di vela solare concepita, ne esistono altre che sono messe in rotazione e sfruttano la forza centrifuga per mantenersi rigide e per espandersi. Le tipologie più comuni usate nei concept già realizzati e che quelli solamente studiati sono:

- le vele quadrate;
- le Heliogyro;
- le vele rotanti a disco.

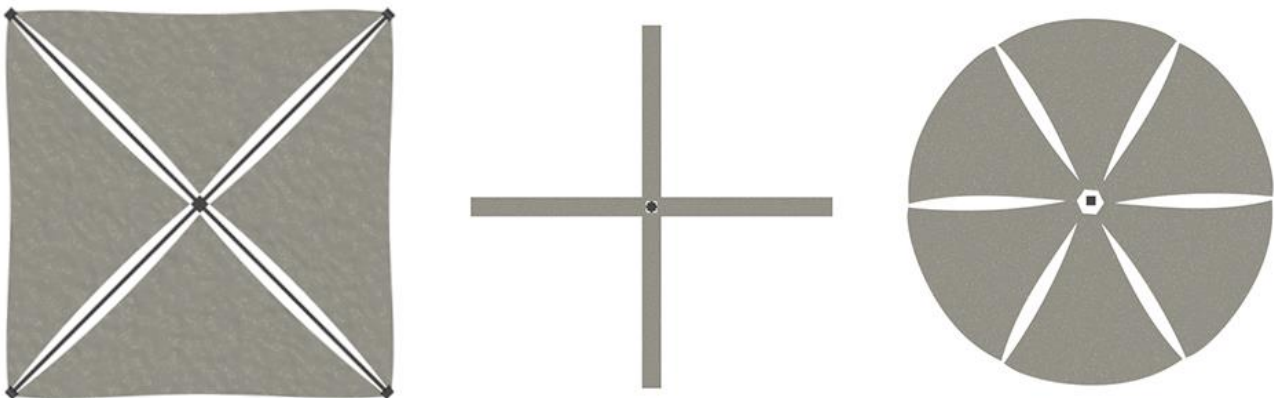


Figura 2.9: le tre tipologie di vele più comuni, da sinistra verso destra si ha la vela quadrata, la heliogyro e quella a disco rotante

Ognuna delle tre vele mostrata nell'immagine sopra possiede i propri vantaggi e svantaggi. Per esempio quella quadrata offre una maggiore spinta perché sfrutta una maggiore superficie tra i suoi estremi, inoltre protegge il veicolo che sta dietro dal surriscaldamento solare, ma la loro caratteristica svantaggiosa sta nella maggiore complessità strutturale che la rende più costosa per la tecnologia di dispiegamento e per il maggiore peso. Gli altri due tipi di vela, sono più leggere perché non hanno il meccanismo di dispiegamento, e sono anche meno costose rispetto alla quadrata; tra l'altro la heliogyro, costituita da quelle quattro strisce, riesce a controllare l'assetto e la rotazione variando l'angolo di calettamento tra i raggi solari.

Gli strati dei petali possono essere realizzati con diversi tipi di materiali, ma i più comuni sono l'alluminio e il Kapton alluminizzato. Questi strati sono molto sottili, e possono anche essere dell'ordine di poche decine di nanometri, quindi le fibre devono essere molto resistenti per evitare che le membrane si strappano.

Per quanto riguarda l'uso delle vele solari per la rimozione dei detriti orbitali le vele solari si prestano essere un metodo più rapido rispetto ad altre tecniche come i cavi spaziali, questo grazie al fatto che avendo delle superfici grandi (spesso delle decine di metri quadrati), nelle orbite LEO dove c'è un residuo atmosferico, generano una maggiore forza aerodinamica per la deorbitazione.

### 2.1.5 Schiume

Un'altra tecnologia che permette di aumentare il rapporto area-massa sono le schiume. Essi si presentano come una tecnologia semplice e affidabile, nel senso che non c'è bisogno che il veicolo che emette la schiuma vada in contatto con il detrito per effettuare un docking; ciò riduce il rischio di impatto tra i due veicoli e che la missione fallisca. Tra l'altro una volta che il detrito è ricoperto dalla schiuma, la forma che ne risulta è più o meno sferica, quindi con qualunque orientamento rispetto al vettore velocità si ha sempre la stessa resistenza aerodinamica, rendendo inutile un sistema di controllo di assetto.

Gli unici problemi che hanno le schiume sono la difficoltà di nucleazione della schiuma, e che essa non rimanga ben attaccata al detrito, e oltre a questi due c'è il rischio che la schiuma non si espanda bene fino ad un certo diametro desiderato. Infatti quelle che si vuole fare, è emettere una certa quantità di schiuma tale da massimizzare il coefficiente balistico, che per ogni massa di detrito ha il suo corrispettivo raggio ottimale. Trascrivendo la relazione del rapporto area-massa in questo modo (nell'ipotesi di forma sferica della schiuma):

$$\frac{A}{m} = \frac{\pi r^2}{\frac{4}{3} \rho_F \pi r^3 + m_D}$$

dove  $m_D$  è la massa del detrito,  $\rho_F$  la densità della schiuma. Derivando tale relazione si ottiene la formula del raggio ottimo che deve avere la sfera, così indicato:

$$r_{opt} = \sqrt[3]{\frac{3 m_D}{2 \pi \rho_F}}$$

Nel grafico, a seguire vengono mostrate le curve del coefficiente balistico, per diverse masse detrito, al variare del raggio della sfera di schiuma.

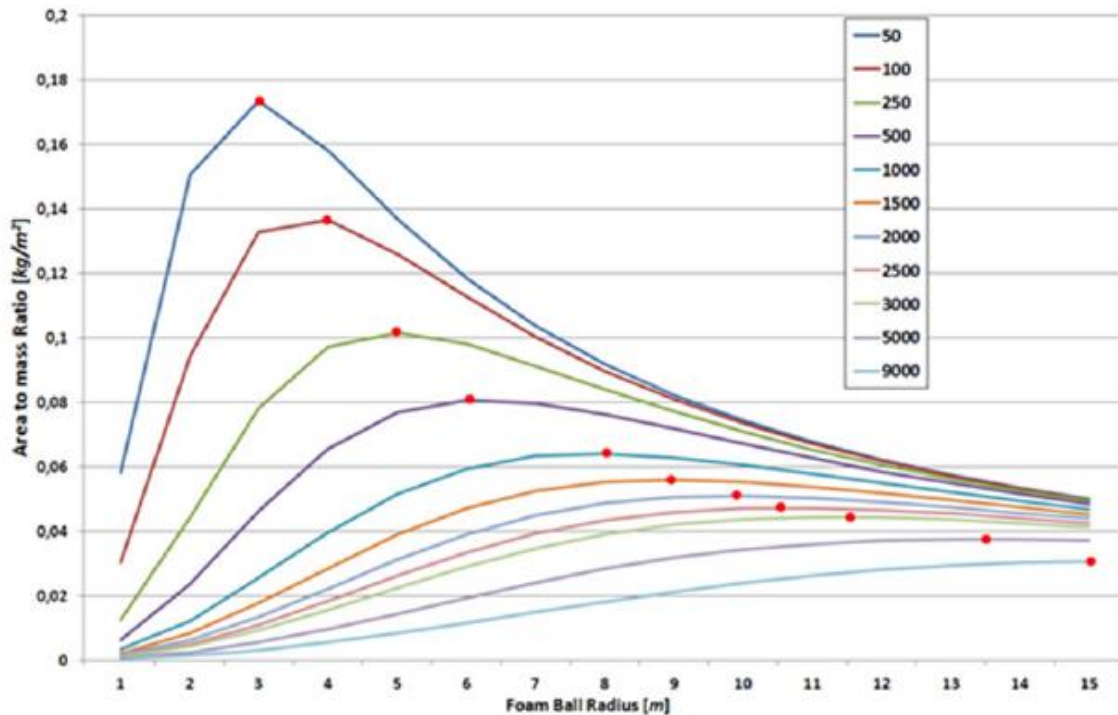


Figura 2.10: rapporto area-massa in funzione del raggio della sfera di schiume per diverse masse del detrito

I punti rossi indicano il massimo del rapporto area-massa con il corrispettivo raggio ottimale, e sia dalla formula che dal grafico si deduce facilmente che esso cresce con la massa del detrito, quindi per deorbitare il detrito nel minor tempo possibile bisogna eiettare un maggiore volume di schiuma. Dal grafico si può vedere che con detrito di 50 kg serve un raggio di 3 metri, per arrivare fino a 15 metri con un detrito di 15 kg.

Fisicamente le schiume sono una sostanza bifasica, liquida o solida, che all'interno presentano degli spazi cavi dove è presente del gas, di solito riferite come celle. Molte schiume hanno delle buone capacità di espandersi, alcune possono ampliare il loro volume di 280 volte, ma quelle con bassa consistenza fisica arrivano ad espandere i loro volume di ben mille volte.

Esistono due grandi classi di schiume: quelle a cella aperte e quelle con cella chiusa; la differenza sta che una intrattiene il gas all'interno della schiuma stessa, mentre l'altra no. Le schiume con celle aperte, risultano le migliori per il nostro tipo di applicazione, per via della loro leggerezza rispetto a quella a cella chiusa, hanno un fattore di espansione più grande e sono facilmente ottenibili nel vuoto.

Un altro modo per classificare le schiume, è prendere in considerazione il materiale da cui si originano, e per l'applicazione in esame la tipologia più conveniente sarebbero le schiume

polimeriche, in particolare quelle di poliuretano, perché rispetto agli altri tipi, come quelle ceramiche, metalliche e vetrose, sono elastiche e flessibili, un fattore di espansione maggiore assieme ad una maggiore semplicità di produzione.

Le schiume di poliuretano vengono formate a partire da una miscela liquida monomerica di due componenti, in cui uno è composto da una miscela di dioli o trioli polimerici, un agente espandente, un tensioattivo e un catalizzatore miscelato a sua volta con dei poli-isocianati. Durante il miscelamento, avviene una reazione di polimerizzazione che sviluppa delle molecole rigidamente tenute in una struttura tridimensionale; inoltre l'acqua che si trova in uno dei due componenti della miscela reagisce con gli isocianati e l'anidride carbonica, portando alla formazione della schiuma. L'agente espandente, che di solito si tratta di un liquido con basso punto di ebollizione, evapora a causa del calore rilasciato dalla reazione chimica, che assieme all'anidride carbonica vanno a formare le bolle, e le dimensioni di queste celle sono controllata dalla quantità del tensioattivo a base di silicone.

Nell'immagine a seguire è riportata una rappresentazione della reazione che porta alla formazione delle schiume di poliuretano, in rosso è messo in evidenza il gruppo di uretano.

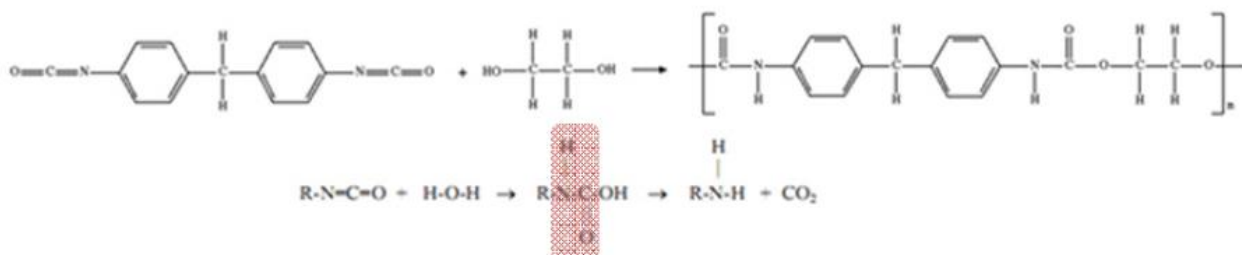


Figura 2.11: schema della reazione della schiuma di poliuretano

Durante questo processo le celle che si vengono a formare, crescono e si fondono, ma grazie a degli agenti stabilizzanti, si evita un collasso della schiuma o alla rottura del film sottile della schiuma. La struttura che ne perviene, è di tipo celle chiuse/aperte.

Se servono due componenti da miscelare, allora il veicolo spaziale che eietterà la schiuma, dovrà avere due serbatoi per mantenere separate le due componenti, in modo da evitare che avvenga il processo di polimerizzazione involontamente.

Quando si vuole eiettare la schiuma, i due componenti vengono introdotti nella camera di miscelamento, e dopodiché la miscela che inizia il processo di polimerizzazione viene espulsa da un dispositivo verso il detrito che si vuole far deorbitare. L'eiezione può avvenire grazie a quattro diversi metodi:

- lingua di camaleonte, che si tratta di un cavo o nastri retrattili, che dalla camera di miscelamento va al detrito;
- ugello di espulsione, che non è altro che un semplice ugello convergente che fa uscire la schiuma, che andrebbe montato su un braccio robotico, per poter ricoprire il detrito di schiuma in diverse zone;
- sciame di satelliti, in questo metodo una costellazione di satelliti dotati di ugelli di espulsione, ricoprono i detriti di schiuma da tutte le parti;

- spara gomme, qui la schiuma è formata a partire da due componenti gommosi che vengono lanciati sul detrito, appiccicandosi sulla sua superficie, avvenendo dopodiché la reazione di polimerizzazione.

Tra questi metodi, quello maggiormente preferito è l'ugello di espulsione, per via della sua semplicità, affidabilità rispetto ad altri. Tuttavia, anche lo sciame di satelliti, si presta abbastanza vantaggioso, specie quando il detrito è di certe dimensioni e peso, dove c'è da depositare una certa quantità di schiuma, che con un braccio robotico e un solo ugello avrebbe il rischio di intacco di schiuma sulla superficie del braccio; se ciò accadesse, si comprometterebbe la missione.

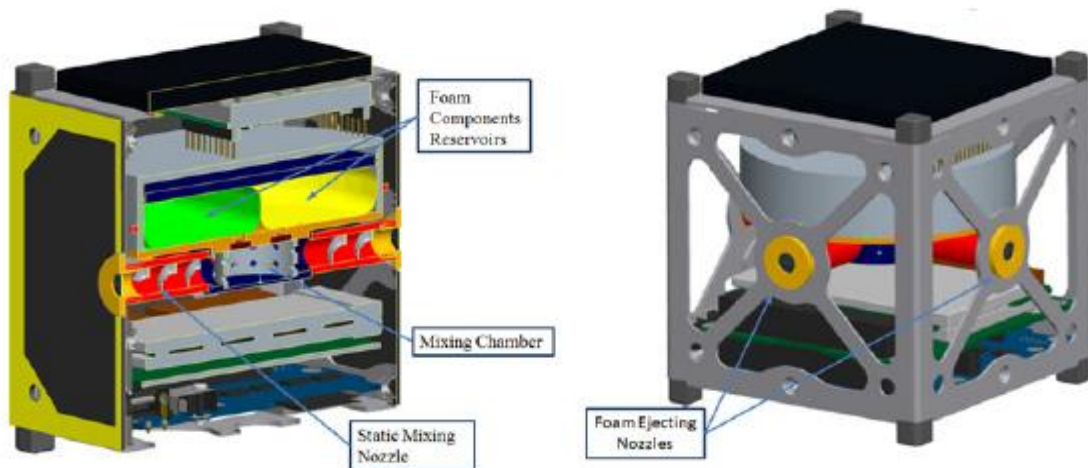


Figura 2.12: a sinistra uno spaccato del veicolo eiettore di schiuma, mentre a sinistra il veicolo (cubesat) intero con ugelli espulsori

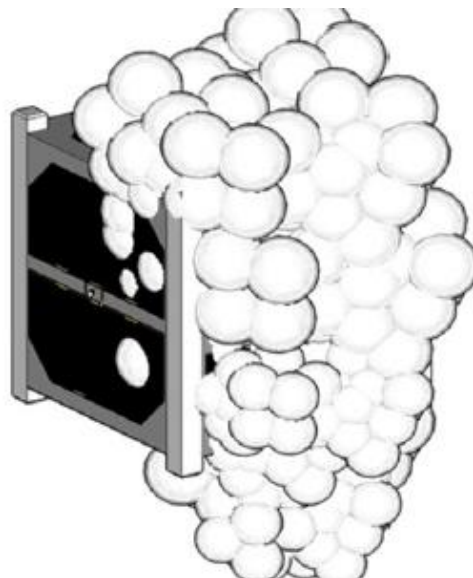


Figura 2.13: rappresentazione grafica di un detrito avvolto da una schiuma emessa da una lingua di camaleonte

### 2.1.6 Moduli propulsivi ibridi

Un altro modo che ha la sua convenienza nel far deorbitare i detriti, è quello dei moduli con propulsori chimici a propellenti ibridi. Il modulo sarebbe in grado di attraccare con il detrito tramite un meccanismo elettro-adesivo, che consta di elettrodi montati su dei sotto-strati di materiale elastico come schiume polimeriche; ad essi è connesso un giunto elastico per smorzare l'impatto che si verifica nell'istante della presa del detrito.

Parlando di endoreattori a propellenti ibridi, concettualmente non sono altro che una via di mezzo tra gli endoreattori a propellenti chimici e quelli solidi, nel senso che uno dei due propellenti è allo stato solido, mentre l'altro è liquido. Spesso la configurazione più usata nei veicoli spaziali, è quella con combustibile solido e ossidante liquido.

Di possibili propellenti ce ne sono diversi, come quelli composti da fluoro e cloro (non tanto usati per via della loro tossicità), ma il più convenienti sono le combinazioni di polibutadiene a radicali ossidrilici e la paraffina in base di cera, combinati con ossido di diazoto o perossido di diidrogeno. In particolare le combinazioni con il perossido di diidrogeno sono quelle con un impulso specifico più alto, come si può vedere nel grafico sottostante.

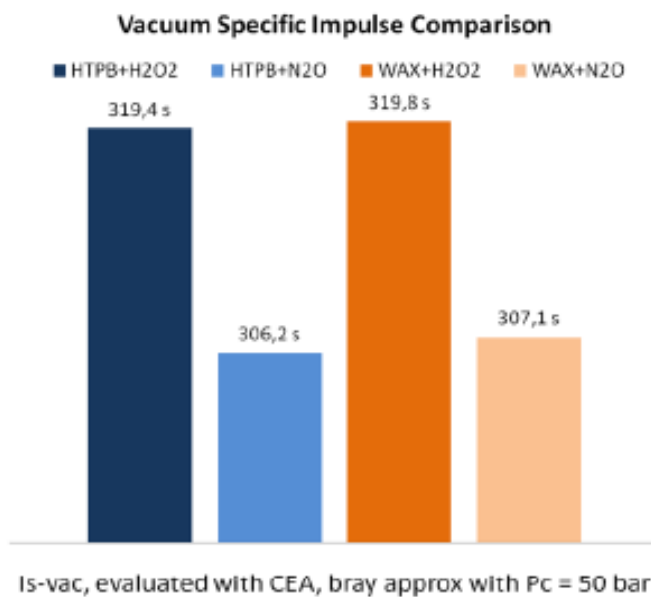


Figura 2.14: istogramma degli impulsi specifici, per quattro combinazioni diverse di propellenti

Entrambi le combinazioni con il perossido di diidrogeno hanno impulsi specifici identici, ma si preferisce di più il polibutadiene per via della sua maggiore compattezza, garantendo al veicolo un volume del serbatoio leggermente inferiore. Il perossido di idrogeno (H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>) ha lo svantaggio di essere un propellente facilmente decomponibile all'interno dei serbatoi, ma con l'aggiunta di materiali speciali, si è riuscito a risolvere il problema.

Un endoreattore a propellenti ibridi è composto principalmente da un serbatoio, dove è immagazzinato l'ossidante, separato da combustibile solido già immagazzinato nella camera di combustione sotto forma di grano. Quando c'è richiesta di ossidante, la valvola che separa il serbatoio e la camera di combustione si apre, e l'ossidante liquido viene atomizzato

e iniettato nella camera di combustione, dove prende luogo il processo di combustione. I gas prodotti dalla combustione vengono espansi poi nell'ugello, ai fini di fornire la spinta utile.

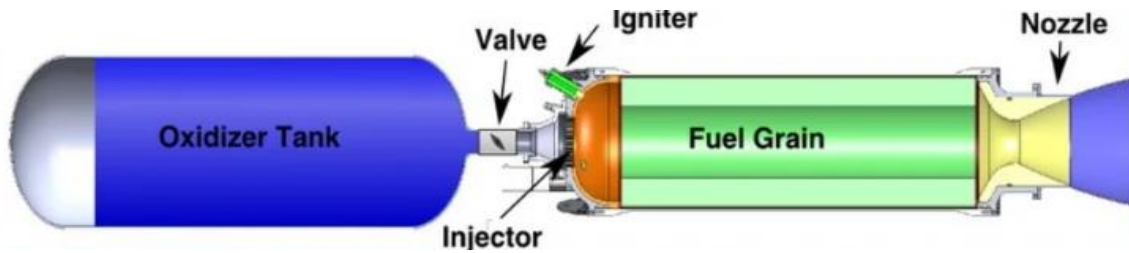


Figura 2.15: schema funzionale di un endoreattore a propellenti ibridi

Lo schema di motore migliore, che è stato appositamente studiato per la rimozione di detriti è il Vortex Flow Pancake, dove l'ossidante viene immesso tangenzialmente, permettendo poi al flusso di essere vorticoso, in modo da favorire un miglioramento del rateo di regressione. Questa configurazione è forata all'interno, creando il canale che permette il passaggio dei gas combusti verso l'ugello.

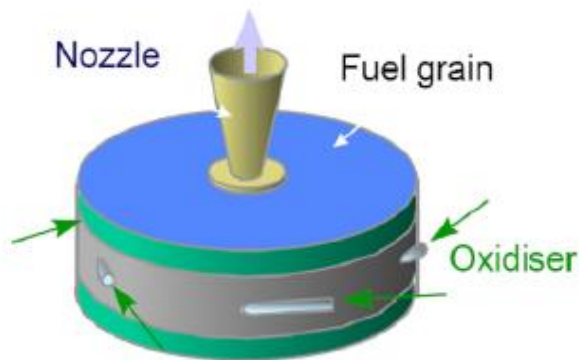


Figura 2.16: configurazione propulsore ibrido vortex pancake

Siccome questa configurazione possiede ratei di regressione del grano più elevati rispetto a quelle assiali, conferisce una maggiore compattezza all'intero modulo, che dovrà stoccare meno propellente a bordo. Dal punto di vista della rimozione del detrito ciò è un beneficio per la migliore stabilità nelle manovre di attracco con il detrito stesso.

I propulsori ibridi sono una tecnologia che eredita alcune caratteristiche dei propulsori a propellente liquido, e altre da quelli solidi. Infatti, come i propulsori liquidi, essi possono essere riaccesi una volta che sono stati spenti, e il livello di spinta può essere regolabile, questo un fatto importante durante le fasi di rendez-vous con il detrito. Avendo un grano solido di combustibile, hanno un volume un po' più contenuto rispetto ai liquidi, ma se vengono confrontati con i propulsori solidi hanno anche il vantaggio di essere più prestanti in termini di impulso specifico. Purtroppo, hanno anche i loro lati negativi, come un rateo di regressione solitamente più basso di quelli solidi; inoltre regolando la manetta si cambia il mixture ratio, cioè il rapporto di miscela tra ossidante e combustibile, e ne consegue un peggioramento dell'efficienza del sistema propulsivo in termini di impulso specifico. Infatti l'impulso specifico ha una variabilità con il rapporto di miscela, raggiungendo il massimo solo per un dato rapporto di miscela.



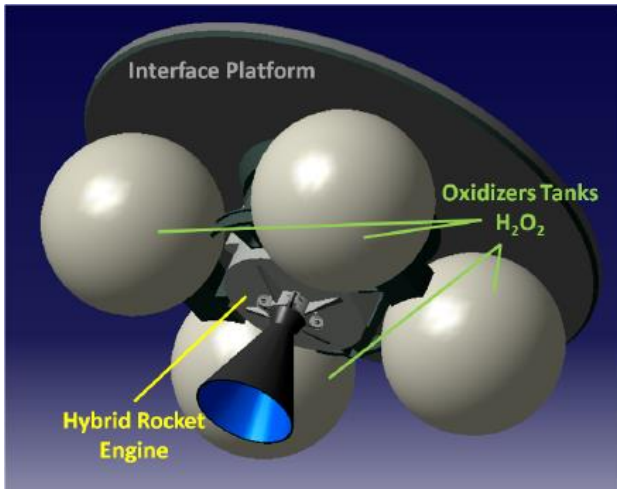


Figura 2.17: rappresentazione grafica del modulo propulsivo ibrido, con i serbatoi di ossidante sferici, nella zona centrale c'è il propulsore con il grano

### 2.1.7 Strutture gonfiabili

Anch'esse come le schiume, le strutture gonfiabili hanno l'obiettivo di aumentare il coefficiente balistico, tramite l'area frontale. Esse vengono montate sui veicoli, più spesso dei cubesat, che andranno ad effettuare un docking con il detrito orbitale, e una volta collegati, un generatore di gas gonfia la struttura, pressurizzandola, facendoli prendere la forma desiderata.

Sono state pensate varie forme di strutture gonfiabili, ad esempio sferiche, piramidali, tetraedriche con travi, che possiedono tutte un loro coefficiente di resistenza. Le forme sferiche hanno il vantaggio di avere una buona stabilità, però non possiedono un coefficiente di resistenza più alto in assoluto, in effetti presentano avere una certa aerodinamicità, e questo non è a favore per gli obiettivi in questione. Da questo punto di vista, potrebbero essere meglio le altre citate prima, ma a scapito di una minore stabilità aerodinamica. Nelle immagini a seguire sono riportati alcuni esempi di strutture gonfiabili.

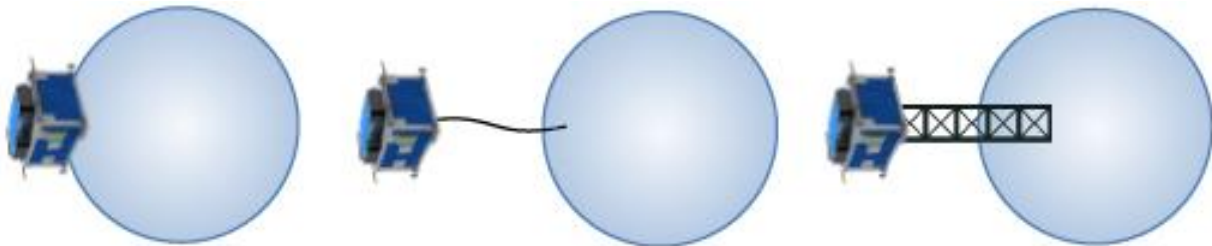


Figura 2.18: struttura gonfiabile sferiche con 3 modi di collocazione

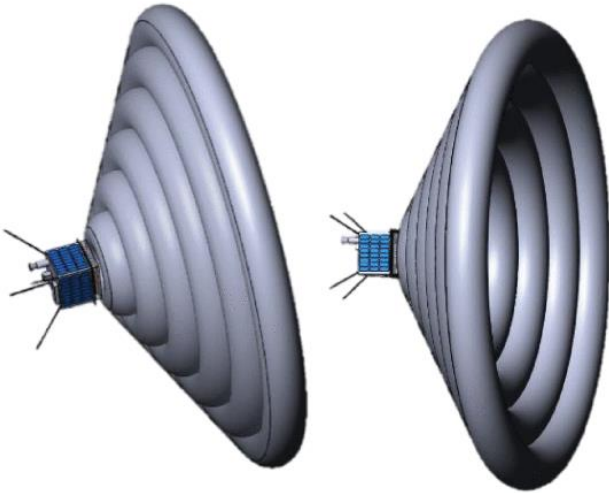


Figura 2.19: struttura gonfiabile conica, con travi toroidali di diametro variabile

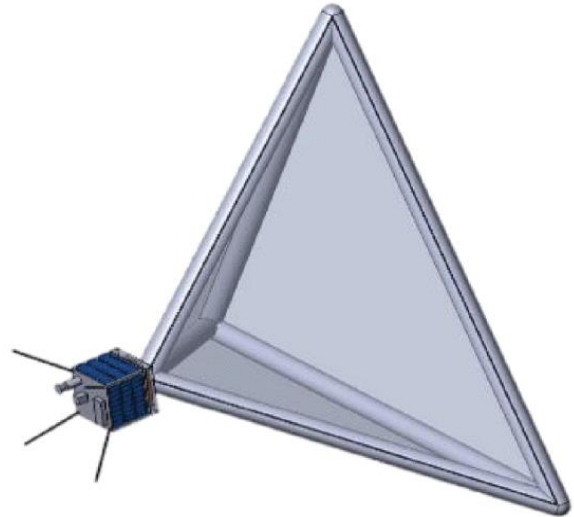


Figura 2.20: struttura tetraedrica, con travi pressurizzate sui lati

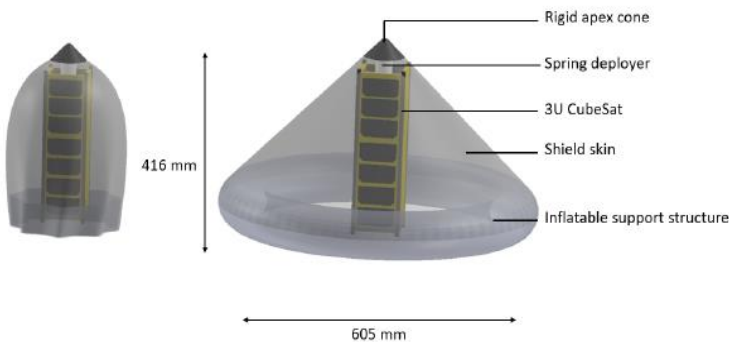


Figura 2.21: struttura conica costituita da un film teso tra l'apice e la toroide gonfiata

Nella figura 2.18 vengono mostrate tre diverse disposizioni della sfera gonfiabile rispetto al cubesat. Quella adiacente (più a sinistra), è conveniente se il veicolo non possiede protuberanze che possano intagliare il pallone sferico; se così fosse allora è meglio optare per la modalità in mezzo e quelle a destra, che mantengono la sfera distanziata dal veicolo. In quella in mezzo, la sfera è collegata da un cavo flessibile, che può fluttuare liberamente, e potrebbe lasciar impattare il pallone contro il veicolo stesso, rischiando di essere danneggiato se il veicolo ha degli spigoli vivi. Per ovviare a questo, tra il veicolo e la struttura gonfiabile, si introduce un'asta rigida gonfiata, in modo da mantenerla ferma. Un'altra struttura gonfiabile che ha delle buone caratteristiche di stabilità e un buon coefficiente di resistenza, è quella conica rovesciata in figura 2.19, costituita da delle toroidi di diametro crescente tra il cubesat e l'ultima toroide.

Nella figura 2.21 la struttura conica è realizzata in una configurazione diversa, a essere pressurizzata, è solo la toroide posta all'estremità inferiore di un telo teso dalla gonfiatura della toroide. Questa soluzione permette di immagazzinare meno aria a bordo del veicolo, per un minore peso, ma presenta anche dei lati negativi come un minore coefficiente di resistenza (parametro che si vuole massimizzare per favorire il decadimento orbitale) rispetto a quella conica rovesciata.

In figura 2.20, è presente quella tetraedrica piramidale, dove l'aria in pressione c'è solo nelle travi sui lati, in modo da avere un risparmio di aria.

Per concludere le strutture gonfiabili, sono una tecnologia semplice da implementare ai nostri giorni, costituite da un veicolo, dove a bordo c'è un serbatoio di aria compressa, che una volta aperta una valvola, l'aria fluisce nel gonfiabile che si irrigidisce. A differenza delle schiume e delle vele, hanno però il rischio di essere perforate da qualche altro piccolo detrito oppure da protuberanze del veicolo, e se ciò accadesse si comprometterebbe completamente la missione, cosa che non è detto che capite con vele e schiume. D'altronde il meccanismo di dispiegamento rispetto alle vele è più semplice e meno costoso.

## 2.2 Sistemi di cattura per i detriti

### 2.2.1 Tentacoli

Sono state studiate diverse architetture di tentacoli, ma principalmente come configurazione, si tratta di aste rigide fissate con delle cerniere, dotate di attuatori rotativi o lineari per la movimentazione. Con i tentacoli il veicolo abbraccia il detrito, e lo mantiene serrato per la deorbitazione.

Di seguito verranno illustrate alcune configurazioni di tentacoli e commentate.

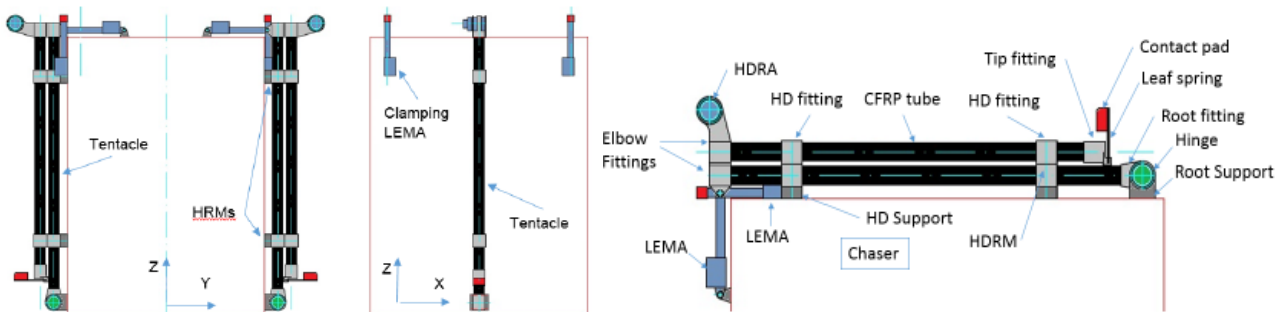


Figura 2.23: configurazione con tentacoli ripiegati per lo stivaggio, vista in 3 diverse prospettive, di un veicolo bi-tentacolo.

Nell'immagine sopra, a destra, si possono vedere i componenti dei tentacoli, di un'architettura base. La prima asta è incernierata al veicolo, e il controllo di posizione avviene grazie al LEMA (Linear Magnetic Actuator). Il LEMA, oltre a gestire il primo grado di libertà, fornisce una forza di tenuta, una volta catturato il detrito.

Per il controllo del secondo grado di libertà, ovvero della seconda asta, c'è l'HDRA (Harmonic Drive Actuator), posizionato sul gomito del tentacolo, che gioca un ruolo fondamentale nella cattura del detrito, abbracciandolo.

All'estremità dei tentacoli, ci sono le molle a foglia precaricate, che servono per il primo contatto tra veicolo e detrito, e la stabilità del contatto. Va inoltre ricordato, che i tentacoli nell'immagine sono ripiegati per lo stivaggio, quindi una volta uscito il veicolo dalla stiva del lanciatore, porta avanti la seconda asta, in modo da prepararsi per la cattura.

La configurazione a due tentacoli, non sempre è la più conveniente, ma a seconda delle condizioni di carico che si hanno con un certo detrito e dalle dimensioni dello stesso, si può optare per un'architettura a quattro tentacoli, che consente di distribuire la forza del contatto su più tentacoli. In figura è riportato un veicolo inseguitore con quattro tentacoli. È da notare che la struttura e i componenti sono simili a quelli del veicolo di prima, infatti anche i suoi tentacoli sono dotati di attuatori rotativi nei gomiti, tranne che negli attuatori lineari, che hanno una configurazione meccanica differente.

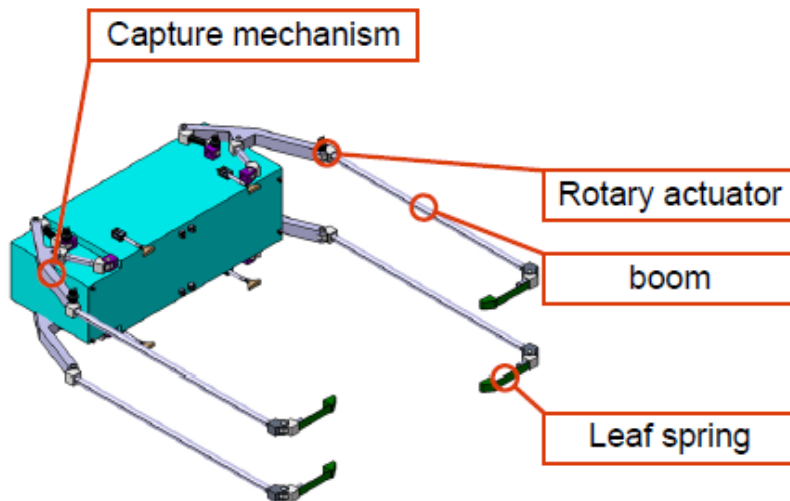


Figura 2.24: meccanismo a quattro tentacoli

Le strutture di tentacoli a due aste non sono le uniche, e se la geometria non è molto complessa, e le dimensioni sono abbastanza contenute, si può scegliere un inseguitore con tentacoli a una sola asta.

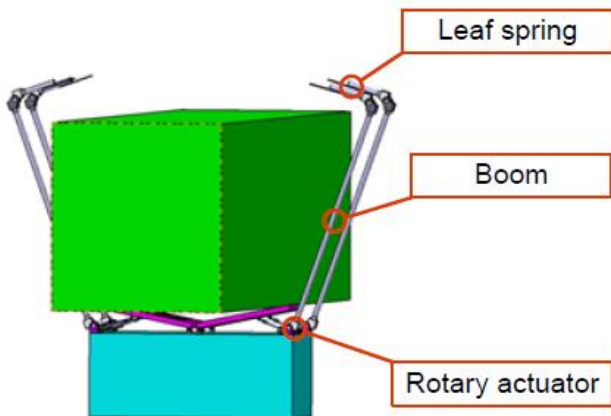


Figura 2.25: illustrazione grafica di un inseguitore con tentacoli mono-asta

L'architettura dell'inseguitore nell'immagine, è semplice dal punto di vista meccanico, e una volta che l'inseguitore abbraccia il detrito, esso tocca le aste viola; queste comandano l'attuatore rotativo che chiude i tentacoli, e le molla elastiche a foglia lo intrattengono, per evitare che rimbalzi via.

La lunghezza delle aste dei tentacoli, sono dettate anche dalla lunghezza del veicolo inseguitore, questo per motivi di stabilità. Inoltre allungare, comporta anche un incremento delle sezioni, rendendo il veicolo più pesante.

Nello studio dei metodi di cattura dei detriti spaziali, sono state studiate strategie con inseguitori dotati di tentacoli, coadiuvati da altri sistemi come bracci robotici o pinze tentacolate, che non hanno l'obiettivo di deorbitare il detrito, ma di renderlo collaborativo per la cattura, ovvero imporgli delle condizioni di assetto per cui sia favorita l'afferrata. In pratica, fungono da sistema di controllo per il detrito, visto che quello del detrito stesso, non è più in funzione; e sopperiscono anche alla mancanza di interazione tra detrito e veicolo inseguitore. Il problema di tali strategie, implicano maggiori costi, pesi e rischi di impatto durante le operazioni, ma permettono di rilassare i requisiti del sistema di controllo di assetto dell'inseguitore.

Un esempio di sistema collaborativo per la cattura di detrito è il TAKO Flyer, un veicolo con tentacoli a pinza, dotato di propulsori e ruote di reazione per il controllo di assetto. Ne sono stati studiati e implementati due concetti di TAKO, uno con un sistema di dita, costituita da pulegge con cavo, comandate da un motore DC; un altro prototipo, in cui i movimenti delle dita sono gestiti da un sistema pneumatico a soffietti, con dei cuscini di aria sulle superfici di contatto con il detrito, in modo da attutire il rimbalzo. Il TAKO Flyer è anche dotato di marcatori ottici per l'osservazione delle operazioni di cattura.

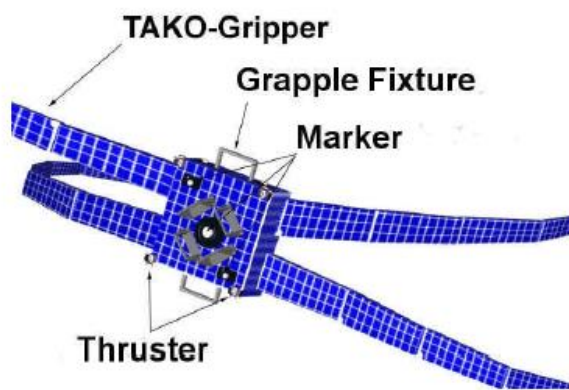


Figura 2.26: rappresentazione grafica del TAKO Flyer

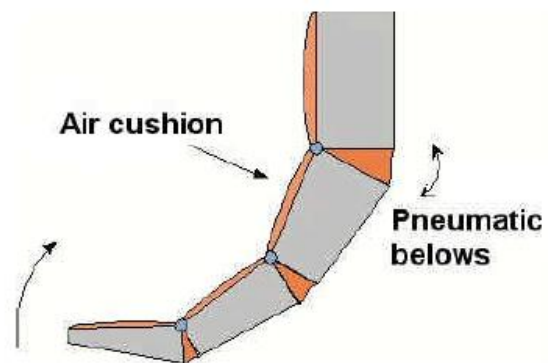


Figura 2.27: Dita del TAKO flyer

Per concludere, una panoramica degli svantaggi e dei vantaggi sui tentacoli. Sono un sistema che garantiscono una buona presa, mantenendo fisso il detrito intrappolato, inoltre sono una tecnologia facile da testare a Terra, e i livelli di TRL sono molto alti, confermandone la fattibilità tecnologica ai tempi odierni. D'altro canto, richiedono delle manovre complesse durante le fasi di rendez-vous e attracco, imponendo vincoli restringenti, in termini di accuratezza al sistema di controllo del veicolo

## 2.2.2 Bracci robotici

I bracci robotici sono una tecnologia, tutt'ora utilizzata in campo spaziali, infatti lo Space Shuttle ne possedeva uno per manovrare i carichi, anche sulla stazione spaziali sono presenti dei bracci robotici, usati per effettuare il berthing con i moduli cargo, oppure nel segmento giapponese esso si occupa di gestire alcuni esperimenti scientifici sulla piattaforma esterna.

I bracci robotici, inizialmente nati per eseguire delle operazioni industriali, si stanno mostrando essere di interesse per la manutenzione di veicoli spaziali, e per altri servizi in orbita, nonché per la rimozione dei detriti orbitali. La loro bontà sta nel fatto che essi permettono al veicolo di non avvicinarsi troppo al detrito, in modo da prevenire dei rischi alle parti vitali del chaser.

Strutturalmente un braccio robotico è costituito da:

- un controllore, che sarebbe il micro-processore che esegue le istruzioni e impone i comandi al braccio, per eseguire le operazioni richieste; tali istruzioni possono essere programmate o essere inviate da terra;
- la spalla, che collega il braccio all'inseguitore;
- i segmenti del braccio, che permettono al braccio di essere snodato;
- i gomiti, dove si collegano i vari segmenti, tramite i giunti, e alloggiano i motori;
- i motori, che forniscono movimentazione a tutto il sistema, in genere sono rotativi, funzionanti in corrente continua, e c'è ne uno per ogni grado di libertà;
- sensori, utili al rilevamento della posizione e per dare un riscontro al controllore, normalmente possono essere sensori ottici come camere, e trasduttori di posizione angolare;
- gli effettori meccanici collocati all'estremità del braccio, che non sono altro degli utensili per la presa del detrito.

Ne esistono di diverse tipologie e architetture di bracci robotici, ma si possono classificare in base alla modalità d'uso e al sistema di riferimento su cui si basano. Possono essere:

- cartesiani, che si riferiscono ad un sistema di riferimento con assi X-Y-Z, per la posizioni, e muovono l'effettore meccanico linearmente lungo questi assi;
- cilindrici, si muovono in un sistema di coordinate cilindriche, e compiono movimenti circolari nel piano, e rettilinei fuori dal piano;
- sferici, compiono movimenti curvilinei in tutte le direzioni, e quindi hanno un involuppo di lavoro sferico;
- articolati, che hanno molti gradi di libertà, e sono quelli che più assomigliano al braccio umano.

Sebbene i bracci robotici, siano uno strumento già utilizzato nelle missioni spaziali, nel campo della cattura dei detriti ci sono ancora molte sfide da affrontare per il fatto che i detriti non sono dei target collaborativi, e molte volte possiedono un tumbling caotico, che pone dei problemi nella cattura, se non il rischio che il braccio stesso si rompa.

Solitamente il processo di cattura tramite bracci robotici, avviene in quattro fasi. terminate le manovre di lungo e corto raggio, il veicolo inseguitore, ad una distanza certa distanza di sicurezza dal detrito, dovrà osservare il detrito studiandone il suo moto di assetto, rilevare le proprietà fisiche e pianificare la strategia migliore per afferrarlo. Questo può essere eseguito da Terra, ma con l'avvento dell'intelligenza artificiale, queste azioni saranno sempre più autonome.

Nella seconda fase, l'inseguitore dovrà avvicinarsi lentamente al detrito ed eseguire, e

portare il braccio nel punto di cattura, eseguendo le azioni pianificate nella fase precedente. Dopodiché nella terza fase, avviene la cattura nel punto desiderato, e il contatto fisico tra l'inseguitore e il detrito. In fine, nella quarta e ultima fase, il veicolo dovrà stabilizzare il suo moto, disturbato dall'impatto con il detrito. Nell'immagine è presente un'illustrazione di queste quattro fasi.

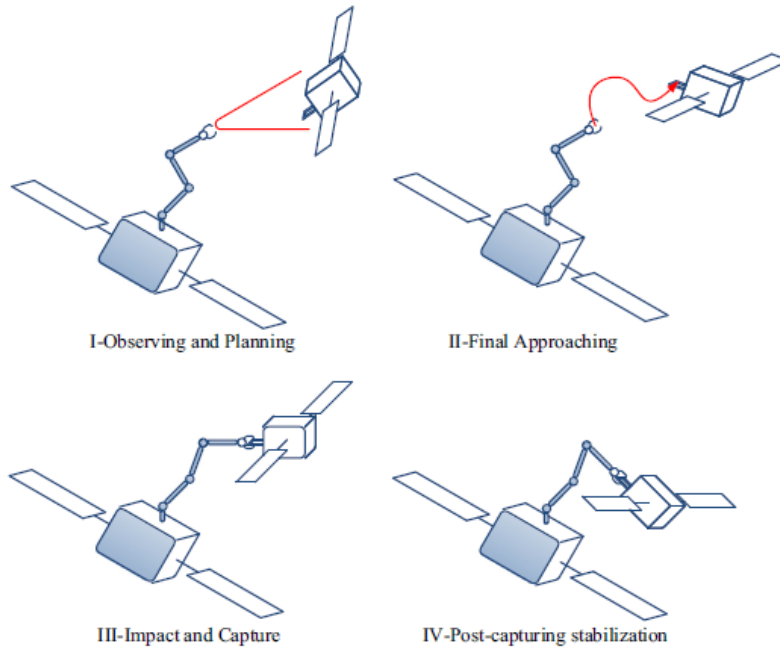


Figura 2.28: fasi della cattura tramite braccio robotico

Le fasi più critiche sono la seconda e la terza; infatti prima di catturare un detrito sarebbe meglio valutare se effettuare un de-tumbling oppure una sincronizzazione con il moto residuo del detrito. Secondo degli studi condotti dalla Jaxa, se il rateo di tumbling è inferiore ai  $3^\circ/s$ , è possibile catturarlo direttamente. Invece, se il rateo di tumbling è oltre i  $30^\circ/s$ , è meglio evitare la cattura con il braccio e passare a qualche altro metodo senza contatto, mentre se la velocità di tumbling è compresa tra i  $3^\circ/s$  e i  $30^\circ/s$ , si può condurre l'operazione di de-tumbling.

Sono stati studiati due modi: uno prevede l'utilizzo di spazzole, che messe in contatto con la superficie del detrito, producono attrito in modo da distogliere l'energia cinetica del tumbling, mentre il secondo è basato sull'impatto di un'asta flessibile con il detrito, in modo da farlo frenare.

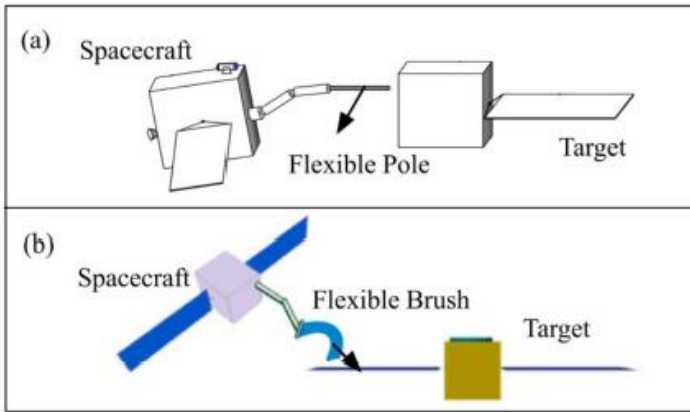


Figura 2.29: metodi di de-tumbling, (a) asta flessibile, (b) spazzole

In alternativa, specie se il detrito ha un rateo di tumbling piccolo, si può pensare di sincronizzare l'assetto dell'inseguitore. Per fare questo sono stati studiati algoritmi di controllo di assetto non lineari come lo sliding mode. In pratica consta di annullare le velocità relative rotazionali tra inseguitore e detrito.

Nella fase di cattura, è importante cercare di minimizzare l'impatto, e per fare questo, è necessario controllare la direzione della velocità relativa tra i due veicoli, e fare in modo che inseguitore e detrito si tocchino al momento giusto e nel punto giusto.

Ciò che va in contatto con il detrito, è l'effettore meccanico, l'elemento più fondamentale nella cattura dei detriti. Ne esistono diversi tipi, tra cui le sonde per gli ugelli conici dei motori di apogeo, attacchi per il dispositivo di fissaggio del carico utile, mani articolate, meccanismi a due dita.

Le sonde per gli ugelli, vengono per quei satelliti defunti che possiedono un propulsore con un ugello conico. La sonda, montata all'estremità del braccio robotico, viene infilata all'interno dell'ugello, e spingendola all'interno del divergente, finisce per entrare nella gola, e la parte più conica dell'effettore meccanico rimane incastrato nella strizione dell'ugello.

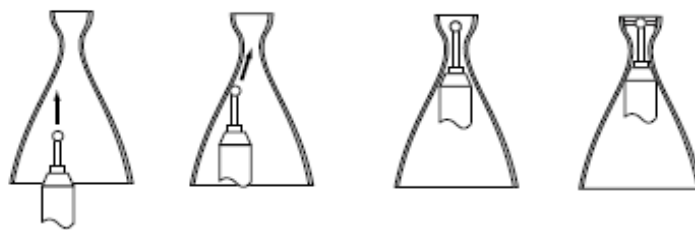


Figura 2.30: sonda per detriti con ugelli conici

Il secondo effettore prevede l'utilizzo di pinze, da aggirare al PAF (una flangia a V), ovvero il payload attach fitting, dove il satellite viene collegato all'adattatore all'interno del fairing per il lancio.

Il terzo tipo di effettore meccanico, consta di due dita, che si chiudono attorno ad un punto di fissaggio, stringendosi su di esso. Oltre a questi tipi di effettori meccanici, ci sono le mani robotiche, che permettono di afferrare oggetti con geometrie complesse, e di garantire un'ottima presa. Sono molto simili alle mani umani, e spesso vengono comandate da piccoli



attuatori elettrici, e i movimenti che si hanno sono molto simili a quelli della mano umana, e sono in grado anche di effettuare il movimento della chiusura della mano.

I bracci robotici sono un buon meccanismo, che garantisce una connessione rigida tra detrito e inseguitore; inoltre essendo già usata in diverse missioni, e ancor prima nel campo industriale, sono una tecnologia con alto TRL, e sono facili da collaudare a terra per avere dati attendibili. Purtroppo hanno sempre il rischio che qualche protuberanza del detrito vada ad impattare contro il braccio stesso, e bisogna sempre trovare un punto di presa adatto per l'effettore meccanico.

Durante le manovre, il braccio scambia delle forze e dei momenti con il veicolo che lo supporta, ed essi costituiscono un disturbo che va compensato con il sistema di controllo del veicolo inseguitore. Se il veicolo possedesse uno o più di due bracci robotici, allora in questo caso alcune coppie verrebbero compensate, ma un veicolo con due bracci robotici è più costoso e pesante; in alcuni casi potrebbe essere necessario più di un braccio.

### 2.2.3 Reti

Le reti sono un sistema di cattura flessibile che intrappola i detriti, avvolgendoli. Le reti sono costituite da diversi fili incrociati tra di loro, formando delle celle di forma rombica o rettangolare, e questo tipo di reti sono abbastanza simili a quelle che si usano nella pesca marittima. Per i fili delle reti, si pensa di utilizzare materiali leggeri, resistenti e duri come kevlar, vectran, zylon o dynnema.

Negli angoli delle reti, sono presenti dei pesi che vengono sparati da un eiettore, con una certa velocità, e con una direzione inclinata, in modo che la rete possa dispiegarsi per poter avvolgere il detrito. La rete, inizialmente è immagazzinata nel veicolo inseguitore, che si troverà ad una opportuna distanza dal detrito, per poter dare una giusta tempistica alla rete di dispiegarsi completamente. Inoltre la rete non svincolata dal veicolo inseguitore, ma rimangono sempre collegate da un cavo, per poter trainare il detrito a quote più basse, per poi rientrare, o a quote più alte in un'orbita cimitero.

Per l'eiezione della rete sono stati studiati alcuni meccanismi, come delle molle precaricate che spingono con forza i proiettili, oppure ci sono metodi dove le masse sono sparate da un gas, come l'eiettore del progetto ADR1EN.

Nella figura 2.29, viene riportato uno schema funzionale dell'eiettore per la rete, del progetto ADR1EN.

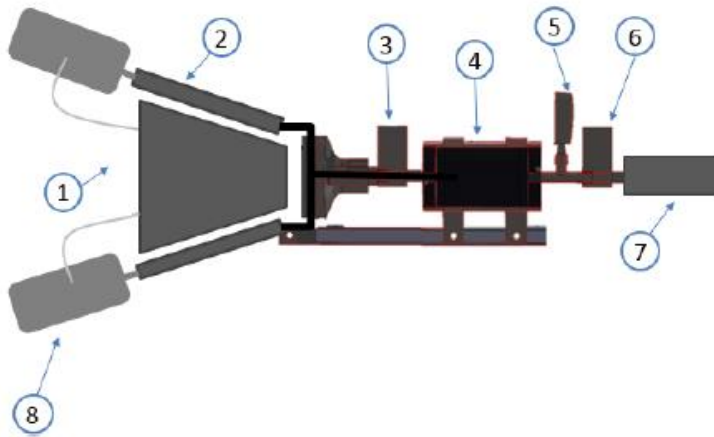


Figura 2.31: vista schematica laterale dell'eiettore di ADR1EN

Nella figura vengono messi, in evidenza i componenti fondamentali del sistema di eiezione della rete, che sono enumerati, ed essi sono:

1. Contenitore della rete, dove la rete è mantenuta piegata prima del suo utilizzo, e perché non fuoriesca durante le manovre e il lancio, frontalmente c'è un coperchio costituito da due porte. Quando serve rilasciare la rete, i due Frangibolt che mantengono fisse le due porte, vengono surriscaldati per poi rompersi.
2. Ugelli, dove i proiettili vengono accelerati con una forza decrescente per via della riduzione di pressione, fino alla velocità desiderata. Come si evince dalla formula delle velocità di uscita

$$v = \sqrt{\frac{2}{m} \left[ P_0 V_0 \ln \left( 1 + \frac{AL}{V_0} \right) - fL \right]}$$

la velocità ha una proporzionalità con la lunghezza del condotto all'interno del logaritmo, ma aumentare troppo la lunghezza, vuol dire incrementare il termine sottrattivo, dove la lunghezza è moltiplicata per il coefficiente di attrito, quindi bisogna trovare un compromesso, considerando anche il peso dell'ugello stesso. Inoltre dalla relazione si vede anche come la velocità del proiettile dipenda anche dalla massa dello stesso, dall'area e dalla pressione e volume iniziali del gas nel serbatoio.

3. La valvola di sfiato serve a rimuovere l'aria negli ugelli di eiezione, per evitare che una volta che il veicolo si trovi nel vuoto fuoriescano involontamente. Tale valvola si occupa anche di fare arrivare il gas dal serbatoio ai proiettili.
4. Serbatoio di gas, che deve essere vuoto prima del rilascio della rete, e viene riempito al bisogno dal generatore di gas
5. Sensore di controllo: rileva il valore di pressione che c'è all'interno del serbatoio, e una volta raggiunto il valore massimo all'interno del serbatoio, chiude la valvola locata tra il serbatoio e il generatore di gas.
6. Valvola di non ritorno: assicura che il flusso di gas sia unidirezionale, ossia nel verso degli ugelli.
7. Generatore di gas, che all'interno possiede un grano solido, di solito fatto di composti azotati, che sotto certe condizioni di temperatura si decompone rapidamente producendo gas. Questa tecnologia offre maggiore compattezza, affidabilità e la fonte

di gas può essere immagazzinata a bordo per periodi lunghi, senza andare in contro a perdite.

8. I proiettili, che sono agganciati alla rete nel punto corrispondente del loro baricentro, ai fini di evitare rotazioni. Nell'immagine si vede bene che il baricentro fuoriesce dagli ugelli, mentre internamente ai condotti c'è solo la parte di asticelle; e questo consente di avere il collegamento con la rete.

Questo sistema è stato simulato e testato a terra fisicamente, provando a variare diverse angolazioni per i proiettili e velocità. C'è da tenere presente, che i risultati del test hanno attendibilità limitata per via del fatto che a Terra non si possono replicare completamente le condizioni in orbita, anche per via dell'assenza di gravità. Ma con certe velocità iniziali dei proiettili, si può trascurare la deviazione della gravità e tenere per buone le previsioni fatte. Va inoltre ricordato, che ai fini di evitare il fallimento della missione, conviene ridondare il veicolo inseguitore con due eiettori e due reti, poiché se accadesse un malfunzionamento nel sistema, non si potrebbe più far rientrare la rete.

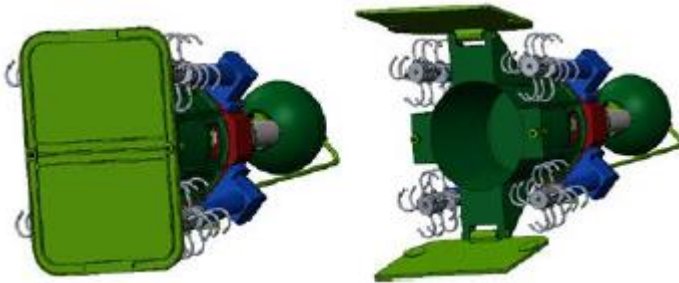


Figura 2.32:  
rappresentazione  
tridimensionale  
dell'eiettore della rete del  
progetto ADR1EN

Altro meccanismo importante per le reti, sono il sistema di chiusura della rete utile per impedire che durante le manovre le forze inerziali prodotte dalle manovre lo facciano fuoriuscire. Un metodo per serrare il detrito nella rete, è stato studiato, implementato da degli esperti della McGill University. Tale tecnica prevede di estendere il cavo trainante a partire dal centro della rete verso tutto il perimetro della rete, come mostrato nell'immagine successiva. In questo modo, una forza tirante, farebbe chiudere la bocca della rete, riducendo il perimetro della rete. La forza tirante sarebbe generata dall'inerzia dei proiettili, che una volta avvolto il detrito, stringerebbero il cavo chiudendo l'apertura, dall'altro lato del cavo trainante.

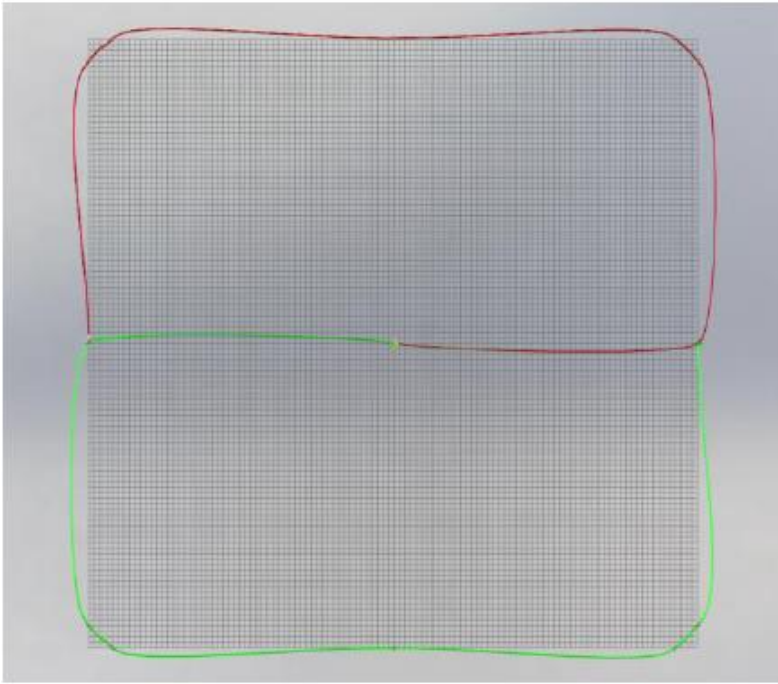


Figura 2.33: in rosso e in verde, i due cordoni solidali al cavo trainante, che servono per richiudere la rete

Un concetto di rete diverso, da questi illustrati finora, è stato brevettato da Bertin Technologies, che prevede, una rete estesa da un anello gonfiabile; questo sistema di cattura, si chiama INSIDeR (Innovative Net & Space Inflatable Debris Removal).

Questa rete è in grado di intrappolare detriti di diverse dimensioni e condizioni di tumbling, e ha buone caratteristiche di affidabilità, semplicità, leggerezza ed efficienza, essendo una tecnologia facilmente testabile a Terra, e costituita da elementi qualificati in missioni già effettuate.

Come già detto, INSIDeR è costituita da una rete fissata ad un anello gonfiabile, fissato con degli alberi anch'essi gonfiabili, che formano un collegamento semirigido, tra la rete e la piattaforma. Inoltre, possiede un cavo attorniato alla rete e all'anello, per la serratura del detrito. Una volta che l'inseguitore ha identificato il detrito, tramite gli opportuni strumenti, esso si colloca su un'orbita superiore al detrito stesso, dopodiché inizia a dispiegare la rete ad una certa distanza dal detrito. Siccome il detrito ha una velocità più alta rispetto alla rete, esso impatta sulla rete stessa, e una volta avvenuto il contatto, gli alberi e l'anello si sgonfiano. Una volta che tutto questo sia avvenuto, il detrito continua a stirare la rete, esercitando così una forza tirante sui cavi, richiudendosi nella rete. Una volta che i sensori hanno constatato la serratura del detrito, il veicolo inseguitore inizia le manovre per deorbitare, e far rientrare il detrito su un'orbita sicura. Tuttavia questo metodo di cattura non è l'unico possibile, con questi tipo di rete.

Nello schema riportato qui di seguito, sono elencate tutte le fasi della cattura, e poi una rappresentazione grafica della rete che cattura uno stadio di un lanciatore.

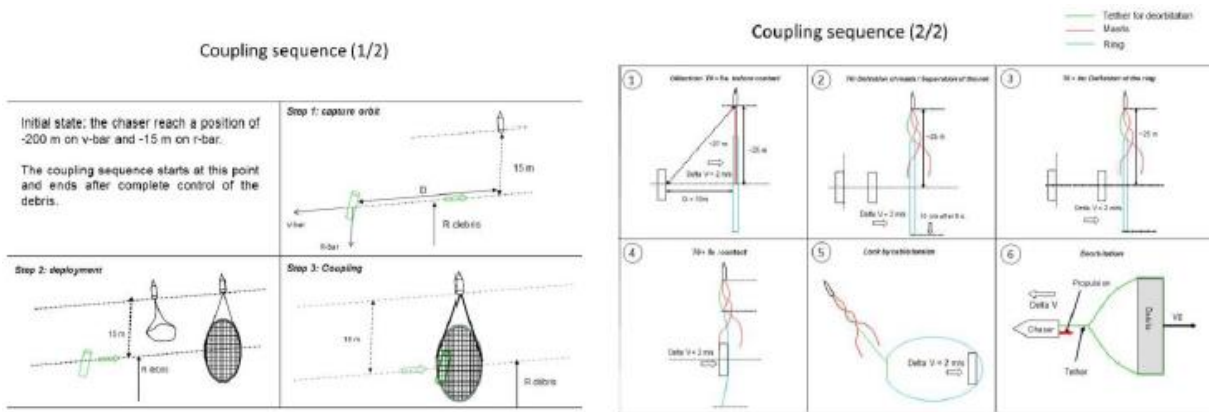


Figura 2.34: sequenza del processo di cattura di INSIDEr

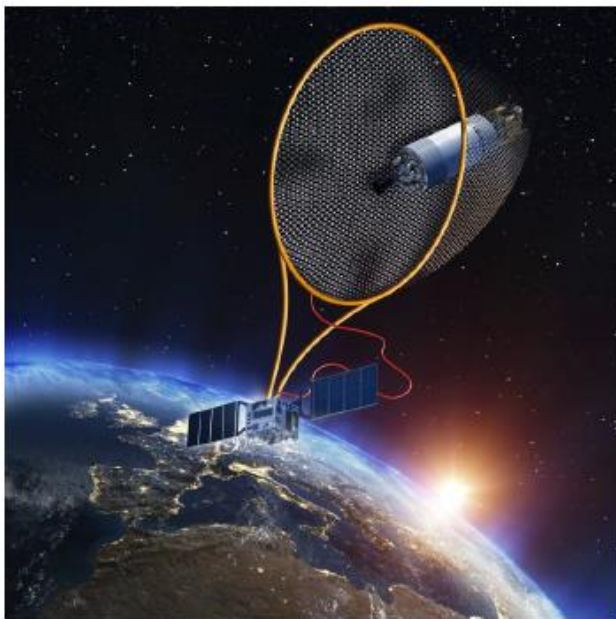


Figura 2.35: nell'immagine, la rete che cattura lo stadio di un missile; guardando l'immagine, l'anello e gli alberi gonfiabili, mentre il filo rosso è il cavo tirante per la chiusura

Modellare la rete per simularne il comportamento, nelle fasi di eiezione, dispiegamento e contatto con il detrito, è importante per conoscere la dinamica, e per valutare se con i parametri scelti, tutte le fasi possano avvenire correttamente, senza che qualche proiettile vada a danneggiare il detrito stesso, causando la formazione di altri pezzi.

Fino ad ora sono stati proposti, per gli studi strutturali, il modello massa-molla, la formulazione delle coordinate assolute nodali e il modello della B-spline cubica.

Nel modello massa-molla, il cavo che collega la rete all'inseguitore, viene modellizzato con una serie di pezzetti che rappresentano le masse, collegate tra di loro con delle molle; la rete stessa, invece viene rappresentata con dei nodi collegati da delle molle, che formano delle mesh quadrate. Questo modello è basato sull'utilizzo di equazioni differenziali ordinarie lineari, perciò l'accuratezza è buona soltanto se gli spostamenti sono piccoli.

Se si volessero considerare grandi spostamenti e deformazioni, sarebbe meglio riferirsi alla formulazione delle coordinate assolute nodali. Tuttavia, l'accuratezza di questo metodo, può essere migliorata, introducendo degli accorgimenti, ovvero delle regolazioni dinamiche di un cavo secondo tre condizioni basate sul modello del continuum elastico, che prevedono di considerare: il cavo con lunghezza fissa a Terra, il cavo con lunghezza variabile a Terra e il cavo con lunghezza variabile in orbita. Applicando le equazioni di Newton e il principio di

Hamilton al cavo, il modello è stato sperimentato e valutato da degli esperti, ottenendo risultati affidabili, confrontando due simulazioni. Alla luce di questi risultati, rimane il fatto che il modello del continuum elastico prevede l'utilizzo di equazioni alle derivate parziali, inoltre integrando cavo e rete, rende la modellizzazione ancora più complessa, tant'è che nessuno ha mai tentato di farlo. Per ovviare a questo problema, si può pensare di applicare il metodo della B-spline cubica, che si basa su un'interpolazione curva.

Le reti hanno il vantaggio di essere una tecnica meccanicamente, semplice e affidabile, in grado di rimuovere detriti di qualsiasi dimensione e forma, ma non si è ancora riusciti a studiare il loro comportamento quando si ha a che fare con detriti sotto certe condizioni di tumbling. Utilizzare altri espedienti, come bracci meccanici e spazzole, renderebbe il veicolo più costoso, e un aumento dei tempi di cattura.

Un altro lato positivo delle reti, è che non serve eseguire delle manovre di rendez-vous a corto raggio per effettuare l'attracco al detrito, consentendo di ridurre i tempi di esecuzione della cattura.

Messe a confronto con gli altri sistemi di cattura rigidi, le reti sono più leggere economiche, e facilmente, e sono tutt'oggi una tecnologia fattibile, che è già stata sperimentata in orbita nella missione REMOVEDebris.

#### **2.2.4 Pinze con cavo**

Le pinze sono uno strumento, che oltre a essere montate su un braccio robotico, possono essere collegate con un cavo per poter afferrare un detrito. Rispetto all'uso delle pinze con bracci robotici, l'utilizzo con cavi permette di avere delle distanze di separazioni maggiori, per la sicurezza dell'inseguitore, potendo prevenire alla formazione di ulteriori detriti.

Di particolare interesse, per questo tipo di applicazione, sono le pinze con tre dita, e si ha pensato di valutarne la loro efficienza nel progetto di ROGER. Questo tipo di pinze prendono il detrito in un punto, in cui si possa stabilire un contatto saldo, senza rompersi, o far impigliare il cavo con qualche altro elemento del detrito che sia rotante. Per individuare tale punto di presa, la pinza deve essere dotata di strumenti di servoassistenza visuale, basate su dispositivi di imaging.

Le pinze con cavo possiedono inoltre una certa leggerezza, e vengono sparate dall'inseguitore, nello stesso modo in cui vengono rilasciate le reti. Tuttavia, come è già stato detto in precedenza, avere una presa con cavi comporta il rischio di uno schianto per inerzia del detrito contro il veicolo inseguitore, e per evitare che questo caso avvenga, bisogna fare in modo che il cavo sia sempre teso; questo significa avere sempre il verso della spinta nella direzione detrito e veicolo inseguitore.

Una volta che il detrito sia stato afferrato, se è in condizione di tumbling, il momento viene trasmesso all'inseguitore tramite il cavo, e le condizioni di moto del sistema inseguitore-detrito che ne derivano non si possono prevedere. Quindi conviene installare al chaser, due sistemi di controllo coordinati, che possono essere regolati per ottimizzare il consumo di potenza o combustibile degli attuatori. Da delle simulazioni, emerge il moto di imbardata e beccheggio hanno una convergenza più rapida rispetto a quello di imbardata, questo per via

della coppia trasmessa dal cavo lungo tale asse.

Purtroppo, questo sistema di cattura, risulta essere non ancora del tutto compreso, e l'affidabilità non è ancora garantita del tutto, quindi prima di un utilizzo su larga scala delle pinze con cavo, occorre eseguire ancora molti studi di ricerca.

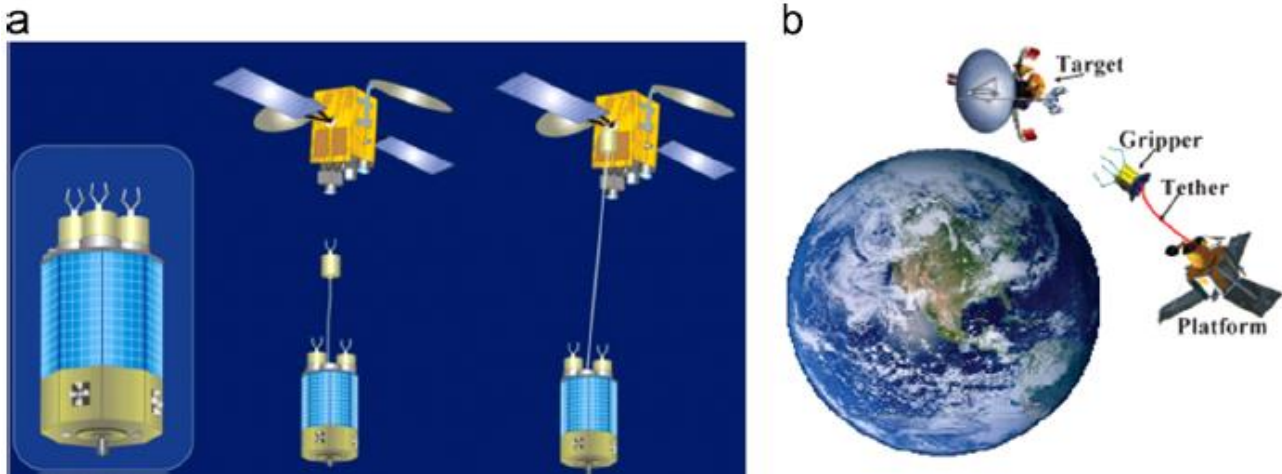


Figura 2.36: a) chaser del progetto ROGER con pinze-cavo multiple per ridondanza, e per catturare più di un detrito, b) Tethered-space robot che cattura un satellite fuori servizio.

### 2.2.5 Arpioni

Gli arpioni per la cattura dei detriti orbitali sono caratterizzati, da una frecciata appuntita, eiettata dal satellite inseguitore, che va a conficcarsi in un punto del detrito, collegando inseguitore e detrito tramite il cavo.

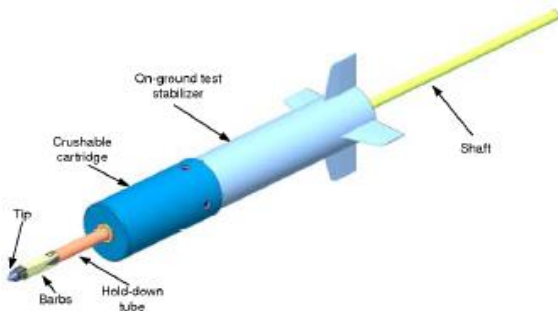


Figura 2.37: rappresentazione tridimensionale di un arpione

Osservando l'immagine sopra, partendo da sinistra verso destra, si ha:

- la punta che permette di perforare la superficie;
- una barba per impedire l'arpione di rimbalzare;
- una cartuccia frantumabile, che serve per controllare la profondità di penetrazione;
- lo stabilizzatore, che serve specialmente nei test di prova a terra, per far indirizzare l'arpione nel punto desiderato;
- l'asta che serve come interfaccia con l'eiettore.

Fino ad ora gli arpioni sono solo stati usati nei banchi di prova, e una volta in orbita nella missione REMOVEDebris, sviluppata dall'Università di Surrey, ma dai risultati sembrano una buona tecnologia, come dispositivo di cattura.

Per sparare l'arpione fuori dal chaser, come visto negli altri sistemi di cattura con cavo, serve una spinta di un gas, stoccato a bordo in forma solida o gassosa. Naturalmente, quella solida può risultare conveniente specie quando servono certe quantità, perché si hanno più arpioni per ridondanza. Nello schema qui sotto, è illustrato un sistema di eiezione, utilizzato su un banco di prova a terra, che potrà essere impiegato anche nelle future missioni di rimozione attiva.

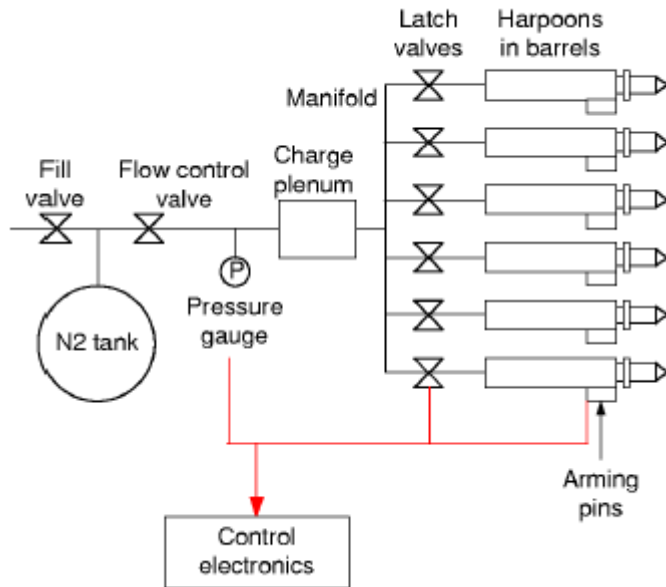


Figura 2.38: schematizzazione del sistema di eiezione

Da come si può vedere, il sistema viene gestito da un controllore che rileva la pressione tramite il manometro, e agisce sulle valvole di chiusura per far fluire il gas nei contenitori degli arpioni. Inoltre, poco prima l'eiezione, il controllore fa retrarre i perni di sicurezza, che evitano che gli arpioni fuoriescano indesideratamente. Più a sinistra, c'è la valvola di riempimento, che serve anche a svuotare l'impianto, durante l'ascesa sul lanciatore.

Oltre a questi componenti, c'è anche la bobina (non rappresenta nello schema), dove si avvolge il cavo, chiusa da un coperchio, quando l'arpione non è sganciato.

Con gli arpioni, si possono catturare diversi tipi di target, e anche diverse parti, ma prendendo sempre precauzioni, per non andare incontro a esplosioni o formazioni di ulteriori detriti. Per quanto riguarda i satelliti defunti, è possibile sparare l'arpione contro i pannelli solari, che di solito sono realizzati con pannelli di alluminio a nido d'ape, rivestito con uno strato di CFRP; tuttavia non bisogna eccedere oltre un certo valore di carico, altrimenti il pannello potrebbe frantumarsi. Anche le pareti dei satelliti defunti possono essere un obiettivo, normalmente costituite da uno strato di alluminio, o un cuore a nido d'ape, e un rivestimento di MLI, che serve per dissipare verso l'esterno il calore prodotto internamente, e per evitare che il calore stesso venga assorbito da fonti esterne.

Per quanto riguarda gli stadi dei lanciatori, sarebbe meglio evitare gli ugelli, perché dopo l'utilizzo del propulsore non si conosce esattamente lo stato dell'ugello che potrebbe essere alterato dalle alte temperature. Puntare invece gli adattatori conviene, perché sono fatti di materiali metallici o di CFRP, e non c'è rischi di una rottura completa. Anche gli stadi dei lanciatori possono essere un obiettivo sicuro, a patto che non abbiano al loro interno del combustibile avanzato, altrimenti potrebbero esplodere. Tuttavia, con il passare del tempo, le perdite dovute all'invecchiamento delle tenute, l'avanzo di combustibile si disperde, non



sarebbe più pericoloso colpire lo stadio con un arpione; quindi è consigliabile attraccare solo stadi vecchi.

Sono stati condotti vari test in laboratori per conto di ESA, con pannelli di alluminio, CFRP, e cuori a nido di ape per vedere che cosa accade e per avere una stima più attendibile del TRL. È stato predisposto un banco di prova con un fucile ad aria compressa, con l'obiettivo a dieci metri di distanza. Come obiettivo si è fatto uso di un pannello sospeso in aria, e di un pannello rotante di alluminio, per simulare un detrito in condizioni di tumbling, entrambi posti a dieci metri di distanza.

Dall'esecuzione dei test ne è emerso che l'arpione danneggia solo localmente il pannello, senza provocare rotture in altre zone, e che solo piccole quantità di detriti minuti vengono formate, rimanenti all'interno del satellite senza fuoriuscire. Anche applicando un carico con l'arpione di 1600 N, non si sono osservati danni rilevanti, né all'arpione stesso e al pannello, dando una prova effettiva dell'affidabilità di questa tecnica di cattura. Nell'immagine è mostrato la foratura prodotta dall'arpione, con due angolature diverse.

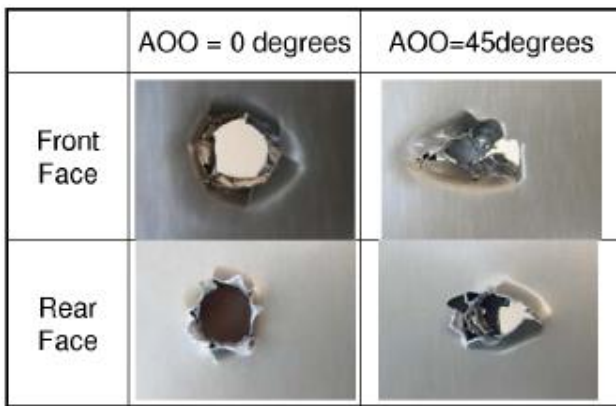


Figura 2.39: foto del foro ottenuto dall'urto dell'arpione per due inclinazioni diverse, riprese da davanti e dietro il pannello di alluminio

Invece, per il CFRP, si hanno avuto dei risultati un po' diversi, dall'alluminio, infatti è stata prodotta una quantità considerevole di detriti, fortunatamente solo nella parte posteriore. Nella faccia anteriore, invece, si sono formati pochi frammenti di piccole dimensioni, perché il cuore a nido d'ape ha supportato il laminato, impedendone la frattura. Gli esperti hanno poi provato a ricoprire il pannello di CFRP con una MLI costituita esternamente da uno strato di Kapton e sei strati di Mylar, e ciò ha impedito quasi del tutto la formazione di frammenti nella parte posteriore, senza però alcuna variazione nella parte dietro, concludendo che con le MLI, si aumenta ancora la sicurezza nella cattura con arpioni.

Per concludere, gli arpioni sono una tecnologia facilmente testabile a terra, che ha già ottenuto un buon TRL; una tecnologia compatibile per diversi tipi di detriti. Inoltre possiede delle buone caratteristiche di leggerezza e compattezza, rispetto ad altri metodi di cattura, consentendo di portare a bordo più arpioni per aumentare l'affidabilità di missione, permettendo anche di mantenere i costi non molto alti per via della semplicità costruttiva. Purtroppo, essendo un metodo di cattura flessibile, rimane difficile prevedere il movimento dell'insieme chaser-target, e potrebbe essere rischioso utilizzare gli arpioni con reti di tumbling molto elevati.

## 2.3 Missioni di rimozione attiva di detriti orbitali

### 2.3.1 Clear Space 1

Clear Space è una missione finanziata da alcuni membri dell'ESA, come Germania, Polonia, Regno Unito, Estonia, Romania, Germania, Svizzera, Svezia, Repubblica Ceca e Portogallo; paesi che hanno dato un contributo di 86 milioni di euro. La missione Clear Space 1 è sviluppata da una start-up svizzera, nata dal Politecnico Federale di Losanna, e prevede che un veicolo costituito da quattro tentacoli, catturi un adattatore, in orbita LEO, lasciato dal secondo lancio del vettore europeo VEGA.

Gli obiettivi che si pone questa missione sono pionieristici, e sono volti a:

- testare la rimozione di un detrito che non possiede delle caratteristiche critiche per una prima rimozione, entro la fine del 2025;
- dimostrare la fattibilità tecnologica, delle missioni di rimozione orbitale attiva;
- promuovere un nuovo mercato nell'ambito spaziale, concernente la rimozione di spazzatura spaziale;
- sviluppare una tecnologia, che non produca detriti e che garantisca una certa sostenibilità ambientale.



Figura 2.40: schema delle iniziative, e dello loro sotto-branche, della missione

Lo sviluppo progettuale della missione è iniziato nel periodo fine 2019, ed inizio 2020, poco dopo che si fosse tenuto il Concilio a livello Ministeriale, sulla sicurezza spaziale.

Attualmente, nel periodo fine-2023/inizio 2024, il progetto si trova nella fase D, ovvero si dovrebbero concludersi le operazioni di integrazione del veicolo stesso, e nel 2024 inoltrato o 2025, verranno effettuati i test di tutto il sistema. Attualmente, però il lancio è stato posticipato nel 2026 per alcuni ritardi durante lo sviluppo, a data da definirsi.

Il detrito, come già stato detto non ha delle peculiarità, che lo rendono complicato da rimuovere, si tratta un oggetto in forma conica, e si tratta della parte superiore del VESPA (VEGA Secondary Payload Adapter), e fu lanciato nel 7 Maggio 2013, in una missione, che prevedeva l'inserzione in orbita eliosincrona di 820 km, tre satelliti denominati come PROBA V, VNRED-Sat1 (appartenente al Vietnam), ESTCube1 (di proprietà dell'Estonia). Il NORAD, ha rintracciato questo detrito, in un'orbita ellittica di 664x800 km, con un'inclinazione di 99.5°. Il suo diametro maggiore è di due metri, e ha un peso di 112 kg, per una lunghezza di 1.3 metri. Per quanto possa essere, un obbiettivo robusto, con una geometria non complessa, rimane pur sempre un oggetto incontrollato e in condizioni di permanente tumbling, il che pone sempre una sfida al giorno d'oggi, nella rimozione. Tuttavia, il NORAD ha effettuato delle indagini sulle condizioni di tumbling del detrito, che non risultano essere particolarmente gravose.

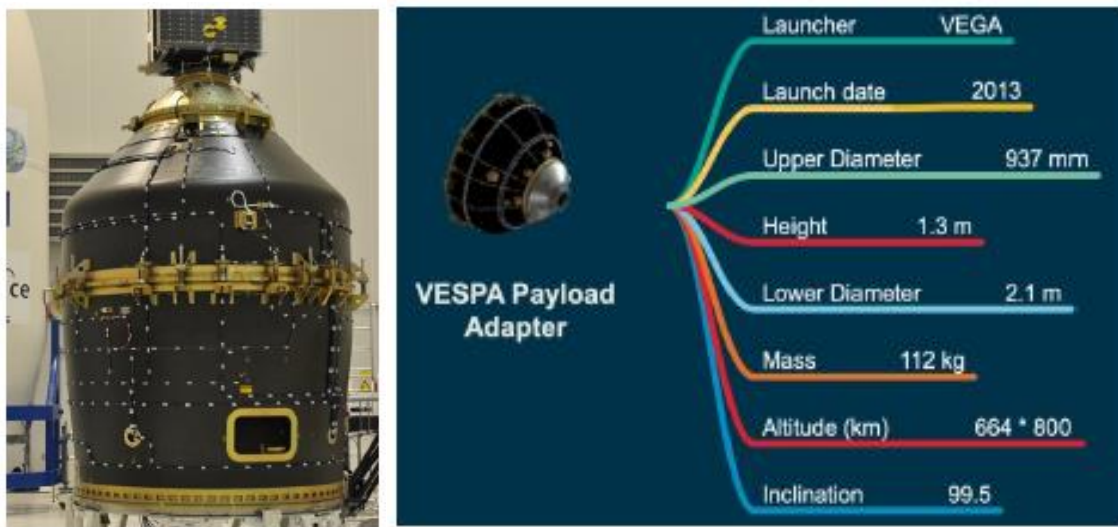


Figura 2.41: a) a sinistra l'adattatore VESPA con il satellite PROBA-V montato sull'estremità superiore, b) panoramica delle caratteristiche di VESPA

La piattaforma di Clean Space, è un veicolo di medie dimensioni, dotato di strumenti di navigazione visuale e camere visuali (sia per il corto e lungo raggio), radar, adatto a essere lanciato con un vettore Vega-C, dalla base europea di Kourou, nella Guyana francese. Principalmente, la piattaforma di Clean Space, è costruita con componenti off-the-shelf, che gli consente di essere un sistema a basso costo.

La cattura verrà effettuata in tre fasi: inizialmente, dopo delle manovre di rendez-vous dovrà abbracciare con i tentacoli l'adattatore senza toccarlo, successivamente i tentacoli si contatteranno con l'adattatore, e il veicolo inizierà a ruotare con esso, dopodiché il veicolo spingerà VESPA verso di sé, per poi poterlo serrare in maniera sicura. Successivamente alla cattura, avverrà la stabilizzazione dell'insieme Clean-Space più adattatore. Nelle immagini, qui di sotto, viene mostrata la sequenza di cattura.

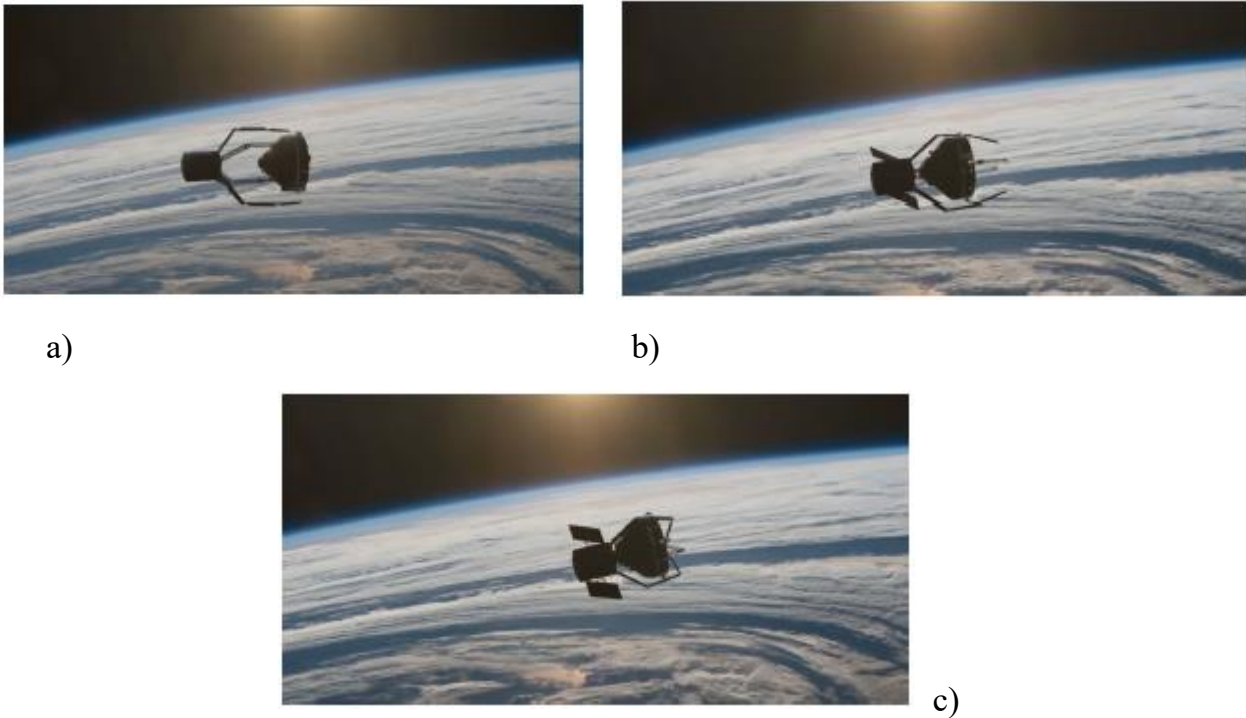


Figura 2.42: fasi della cattura di VESPA: a) abbracciamento, b) contatto, c) serratura

La missione complessiva prevede, il lancio della piattaforma in un'orbita di parcheggio di 500 km, dove verrà messa in servizio, e dove potrà iniziare la fase orbitale, e dare tempo che si porti sullo stesso piano orbitale. Dopodiché si eseguiranno le manovre di rendez-vous di corto e lungo raggio, ed una volta avvenuta la cattura e la stabilizzazione il veicolo deorbiterà accendendo i propulsori a idrazina, per poi rientrare e bruciare in atmosfera senza causare pericolo a Terra.

### 2.3.2 RemoveDEBRIS

RemoveDEBRIS è una missione effettuata nel 2018, co-fondata dalla Commissione Europea, dall'Università del Surrey e il suo omonimo centro spaziale. Inoltre molti partner industriali e internazionali, come Airbus Defence and Space, Surrey Satellite Technologies Ltd, e altri ancora hanno fornito le tecnologie di cui la missione necessitava, che l'hanno anche sponsorizzata. Lo sviluppo della missione, ha preso inizio nel 2014, concludendosi con successo nel 2019.

Gli scopi di RemoveDEBRIS, erano del tutto sperimentali, mirati ad accrescere il TRL di tecnologie di deorbitazione e cattura di detriti orbitali. Tali strumenti, montati su una piattaforma, erano:

- una rete;
- un arpione che doveva colpire un bersaglio dispiegato dalla piattaforma madre;
- delle tecnologie di Visual-based Navigation, come camera ad infrarossi, ottica e LIDAR;

- dispositivi di aumento di resistenza aerodinamica, come la struttura gonfiabili e la Drag Sail.

Il primo esperimento tecnologico ad essere svolto, è stato quello del dispiegamento della rete, che consisteva dapprima nel rilascio di un cubesat 2U chiamato DS-1, con una bassa velocità (0.05 m/s). Una volta eiettato, DS-1 ha gonfiato un pallone di forma ottaedrica, dove solo le quattro aste perpendicolari tra di loro venivano riempite d'aria, mentre il restante volume, veniva delimitato dalle membrane. Questa configurazione, consentiva di avere CGG di minori dimensioni, per un peso e volume inferiori.

Una volta che il cubesat ha raggiunto la distanza di sette metri, ha potuto avere inizio la cattura con la rete. Questa rete, avente una forma esagonale, è stata tirata fuori da sei masse spinte da delle molle precaricate. Quando DS-1 è stato avvolto, e intrecciato dai fili della rete, un argano posizionato dalla rete e azionato da un motore elettrico, ha permesso la serratura del cubesat con l'ottaedro gonfiato.

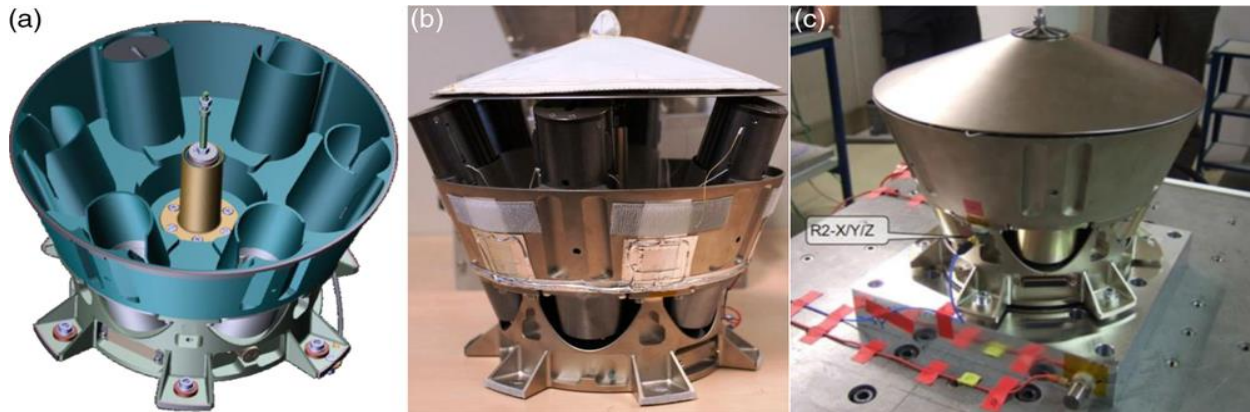


Figura 2.43: a) disegno CAD del contenitore della rete, con all'interno le guide dove sono state inserite le masse, b) vista del contenitore di fianco senza l'involucro, c) contenitore chiuso, sottoposta al test vibrazionale

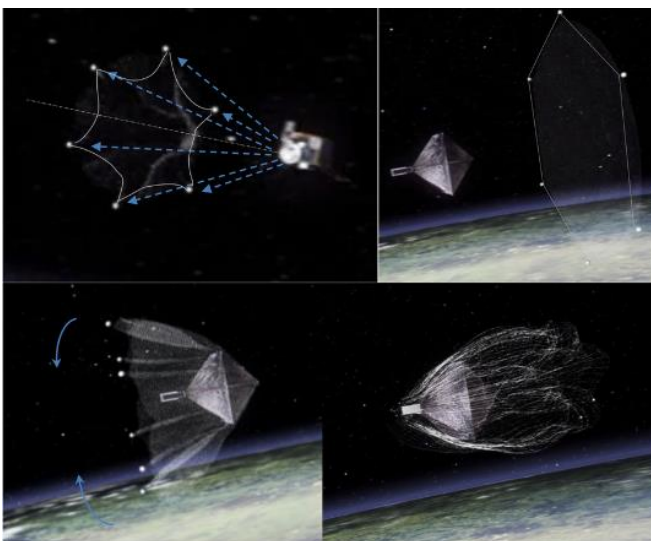


Figura 2.44: sequenza della cattura di DS-1

Successivamente alla cattura, il satellite con il pallone ottaedrico, ha deorbitato grazie alla superficie incrementata dalla struttura gonfiabile stessa. Naturalmente, in questo esperimento, si volevano valutare le prestazioni di cattura con rete di un oggetto di dimensioni estese, e provare il dispiegamento di una struttura gonfiabile. Il successo di questo esperimento, è stato asserito grazie alla camera ottica montata sulla piattaforma.

La seconda commissione da eseguire durante la missione, era quella di collaudare gli strumenti di VBN, con i relativi software, e qui veniva rilasciato un secondo cubesat, DS-2, che doveva essere osservato dai sensori di VBN, necessari quando si ha a che fare con target non collaborativi. L'esperimento delle tecnologie VBN, è stato utile per asserire, la capacità di elaborare le immagini a bordo, tramite algoritmi intelligenti, e quella degli algoritmi di navigazione basati sui dati in tempo reale, per target non collaborativi. In pratica la camera ottica, ha osservato DS-2 per ottenere informazioni sulla geometria e sulla dinamica, mentre con il LIDAR, che emetteva fasci laser, si ha misurato la distanza di DS-2 dalla piattaforma madre. Inoltre DS-2, possedeva un GPS, che ha fornito la posizione di sé stesso, inviando alla piattaforma questa informazione, per poter essere comparata con quella data dal GPS appartenente alla piattaforma, in modo da capire la precisione dello strumento LIDAR.

Il terzo esperimento, ha previsto il dispiegamento dell'obiettivo che doveva essere colpito dall'arpione, ad una distanza di 1.5 m dalla piattaforma. L'esperimento è stato osservato dalla videocamera che ha inviato a Terra tutti i 27 tentativi che sono stati fatti. L'obiettivo consisteva in un pannello in alluminio con cuore a nido d'ape, con una forma ad U dalle dimensioni di una racchetta da ping-pong, e prima che fosse stato eseguito l'esperimento, era intrattenuta da dei bulloni esplosivi nella piattaforma. Quando il test ha avuto inizio, l'asta è stata srotolata e spinta fuori dall'energia elastica, e dopodiché l'arpione è stato sparato dall'aria compressa ottenuta da un generatore di gas.

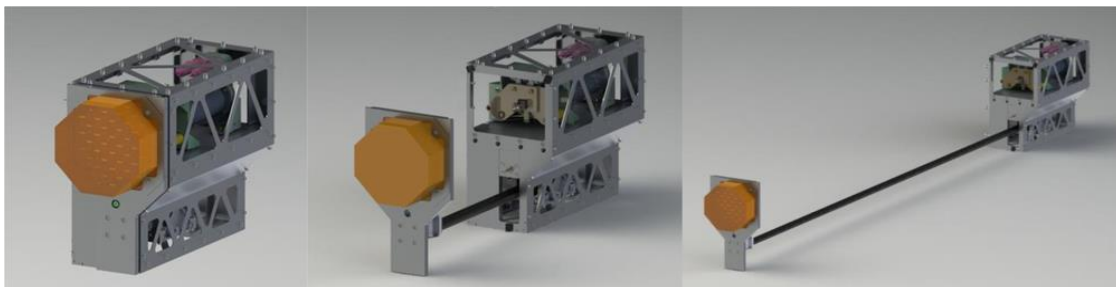


Figura 2.45: rappresentazione grafica dell'equipaggiamento arpione-target, più a sinistra la condizione stivata, mentre in mezzo e destra, l'obbiettivo è liberato dal telaio della piattaforma

Il quarto e ultimo esperimento, consisteva nel far deorbitare la piattaforma madre con la vela, ai fini di testarne l'efficienza, ed eventualmente migliorare la tecnologia. Una volta inviato il comando dal centro di Guildford, la trave si è gonfiata, permettendo di potersi allungare e irrigidirsi, allontanando la vela per evitare che si tocchino degli elementi sporgenti. All'estremità della trave un motore ha srotolato le fibre di carbonio, che estendono le membrane.

La piattaforma, denominata X50 Series, prodotta dalla SSTL, è basata su un design modulare, ed è un satellite adattabile a diversi tipi di missione. Complessivamente aveva un peso di 100 kg, e dimensioni 0.65x0.65x0.72 m, ed era costituita da quattro pannelli laterali, un pannello per il payload, e una di separazione con l'avionica. I quattro pannelli laterali, sono di tipo sandwich di alluminio a nido d'ape, mentre quello di separazione era fatto esclusivamente in alluminio elaborato, e tre dei quattro pannelli laterali, sono ricoperti da celle solari per la generazione di energia elettrica per i sistemi di bordo. Qui di sotto, viene illustrata l'architettura della piattaforma X50.

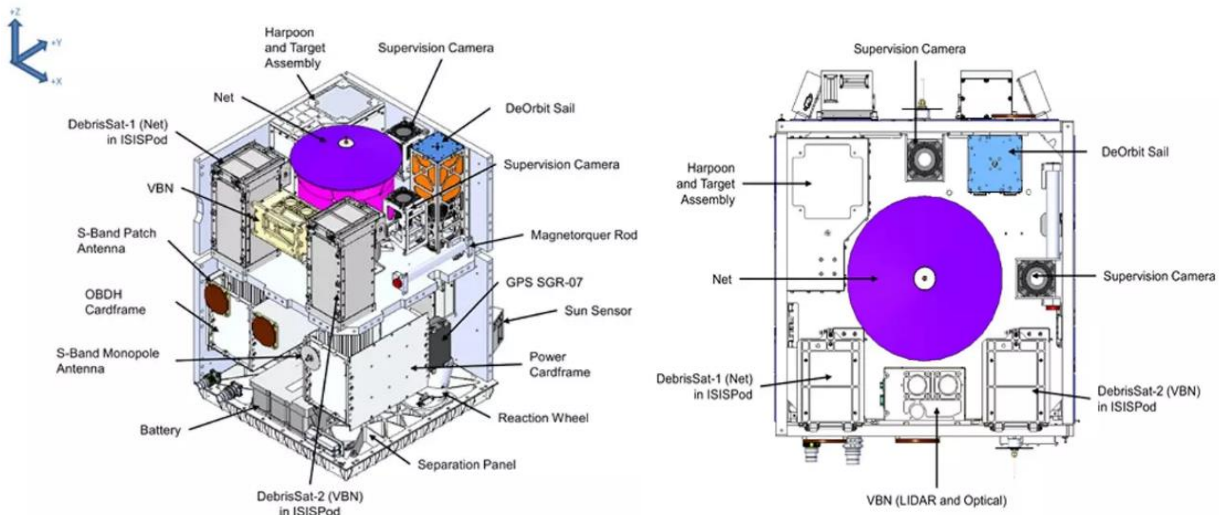


Figura 2.46: a sinistra la piattaforma X50 vista di lato, mentre a destra la vista frontale dalla parte del payload.

Osservando, le immagini sopra, gli strumenti del payload, erano tutti disposti nel modulo superiore, infatti al centro del modulo si trova il contenitore della rete, attorniato da tutti gli altri elementi. Guardando l'immagine della X50 a sinistra, si vede che sotto il contenitore della rete, erano collocati i 2 cubesat, e in mezzo gli strumenti di VBN. Nella parte superiore del pannello del payload, erano presenti, il complesso arpione-target e la vela; inoltre tra il complesso arpione-target e la vela c'era una camera per la supervisione, così come vicino al lato destro.

Nel modulo inferiore, si trovano, invece, gli strumenti avionici come ruote di reazione, batteria, computer di bordo, sistema di controllo di potenza, GPS. Il computer di bordo e il sistema di controllo di potenza, erano realizzati con una struttura schedulare, che garantiva una migliore integrazione. All'esterno, troviamo il sun-sensor per rilevare l'assetto, mentre nella parte opposta ci sono le antenne in banda S per inviare i dati alle stazioni di Terra.

Il lancio di RemoveDebris è avvenuto il giorno 4 aprile del 2018, da Cape Canaveral, con il lanciatore Falcon 9, in una missione di rifornimento della ISS, assieme ad altri satelliti scientifici, tutti dentro la capsula Dragon. Questa modalità di immissione in orbita, ha permesso di avere una riduzione dei costi di lancio, e anche la possibilità al satellite di essere sottoposto a vibrazioni di intensità inferiore, rispetto a quelle che avrebbe se fosse montato direttamente su un adattatore di un lanciatore; inoltre questa modalità consente una certa flessibilità nel rilascio in orbita, nel momento in cui lo si desidera. Infatti, il

dispiegamento della piattaforma è avvenuto due mesi dopo essere stato immagazzinato nel modulo JEM (Japanese Experiment Module), il 20 giugno 2018. Proprio in questo settore della ISS, è presente una sistema di rilascio sviluppato dalla Nanoracks, che consta di una tavola di scorrimento, che porta fuori i satelliti dal modulo. Una volta che il satellite è stato portato fuori, un braccio robotico, l'SPDM (Special Purpose Dexterous Manipulator), lo preleva dalla tavola, e lo rilascia in orbita.

La missione è andata a buon fine, e le tecniche di cattura come reti e arpioni, si sono dimostrate valide per la cattura dei detriti, anche se alcune tecnologie come le strutture gonfiabili andavano ancora migliorate. Alcune anomalie si sono riscontrate, come la perdita di aria durante il gonfiaggio del pallone ottaedrico di DS-2, che ha causato un tumbling del pallone, per via della spinta dovuta alla perdita, ma ciò non ha portato grossi problemi nella cattura. Un altro difetto che si è manifestato, è stato il rateo di decadimento orbitale con la vela aperta, più basso del previsto, si pensa sia dovuto ad un'apertura non completa della vela. Da questo errore, si è potute apportare migliorie nelle successive missioni, che hanno adottato questo metodo di deorbitazione, ottenendo un maggiore successo.

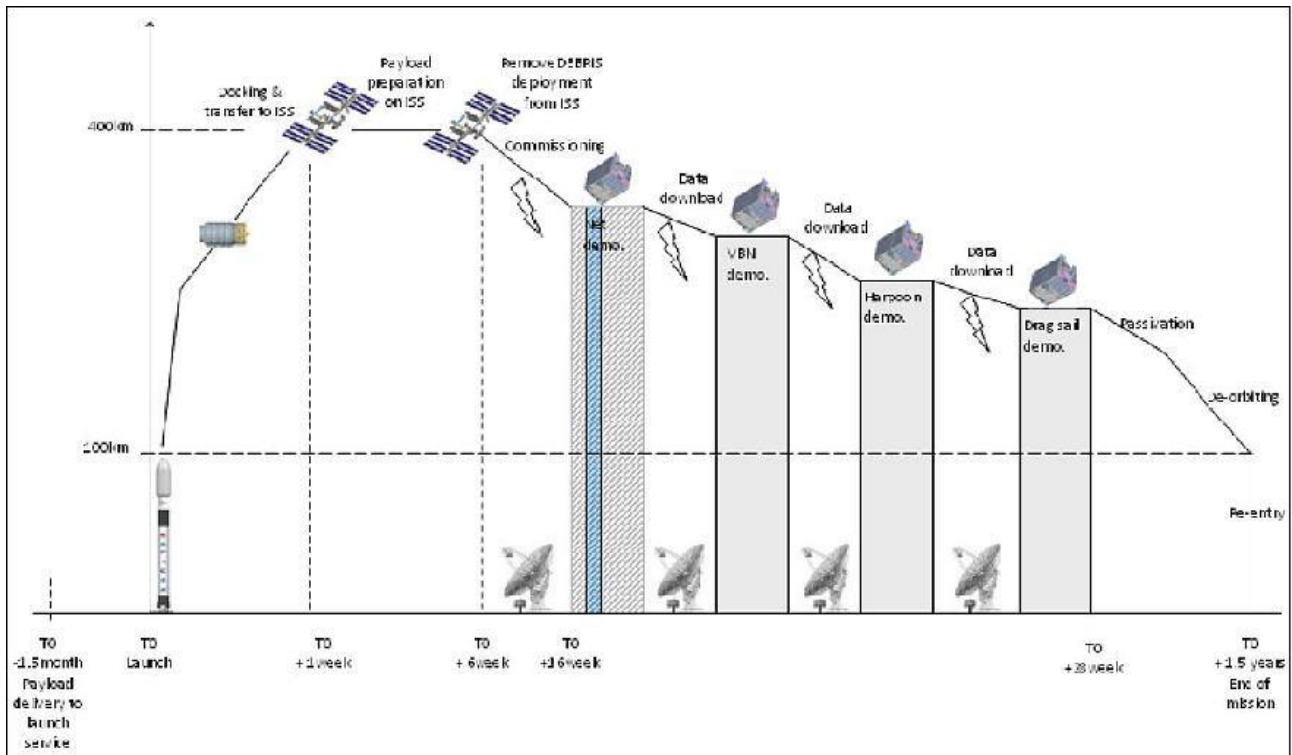


Figura 2.47: linea temporale della missione dal lancio fino al rientro, con la sequenza degli esperimenti; da notare che tra un esperimento e l'altro è stato effettuato il download dei dati di quello precedente.

### 2.3.3 Astroscale Elsa-d

Questa missione è stata implementata dall'azienda Astroscale, fondata nel 2013, operante nell'ambito dei servizi in orbita ai fini della sostenibilità spaziale. Uno dei servizi, di cui ambisce, è proprio quello della rimozione dei detriti in orbita, e per spianare la strada in



queste tecnologie, ha deciso di sviluppare la sua prima missione dimostrativa di recupero dei detriti, Elsa-d (End-of-Life Service by Astroscale demonstration). Astroscale, inoltre sta già implementando un'altra missione Elsa-m, per la rimozione multipla di detriti. In questa missione, vengono testate più tecnologie, non solo quella per la cattura di detriti, ma anche delle camere per la costruzione in orbita di piattaforme e ricerca del detrito.

Elsa-d si basa un chaser con forma cubica e dimensioni 0.6x0.6x1.0 con massa di 180 kg, e con esso c'è anche il target, che rimane attaccato ad esso durante il lancio, per poi liberarlo prima di effettuare le dimostrazioni. I due veicoli sono collegabili attraverso un piatto ferromagnetico montato sul chaser, e un adesivo montato sul target. Per questa caratteristica, questo tipo di rimozione orbitale, viene definito da Astroscale non come attivo, ma come semi-attivo, perché il detrito è già dotato di un sistema che permette di collaborare parzialmente per il docking. Gli scopi principali di Elsa-d sono quello di valutare le performance di attracco con un detrito fermo o in condizioni di tumbling, tramite piatti magnetici.

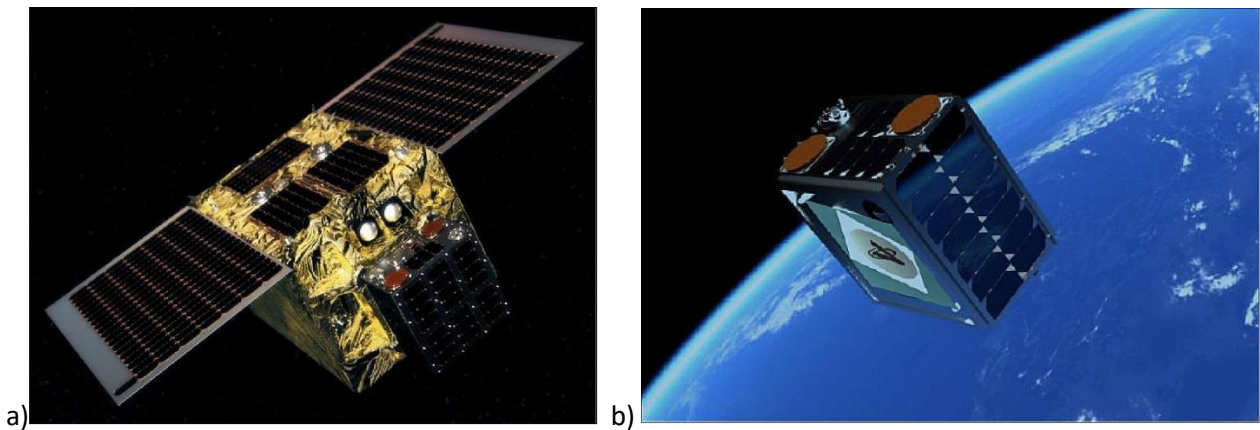


Figura 2.48: a) chaser collegato con il target, b) target separato con l'adesivo magnetico per il docking nella faccia davanti

I due veicoli spaziali sono stati lanciati il 22 Marzo 2021, a bordo di un lanciatore Soyuz, e le operazioni si sono concluse il 4 Maggio 2022.

La missione è suddivisa in diverse fasi operative, definite nel CONS (Concept of Operation) della missione, e sequenziate dalla meno rischiosa a quella più complessa e pericolosa. Tali fasi sono:

- 1) lancio e messa in servizio, in un'orbita di 550 km, dove vengono provate le interfacce con gli operatori nella stazione di terra, e dove è stato predisposto il veicolo per la prima dimostrazione, e attivato il target tramite la TAU (Target Activation Unit)
- 2) stesse attività della 1;
- 3) cattura senza tumbling del target, dopo aver separato il target tramite l'adatto meccanismo di separazione, ma prima di catturare il target viene verificato il funzionamento dei sensori di navigazione, e il chaser viene portato sempre più vicino per poi sporgere il piatto magnetico e attraccare il target; queste operazioni vengono ripetute più volte;

- 4) cattura con target in tumbling, prima di attraccare il satellite obiettivo le attività di INVD (Inertial Navigation Validation Demonstration) che testa i sensori inerziali, e diagnosi visiva attorno al target, utile per ispezionarlo, dopodiché le immagini sono state inviate agli operatori di terra; una volta fatto ciò, a Terra viene calcolata qual è la migliore traiettoria per la cattura;
- 5) dimostrazione della navigazione relativa, dove il target viene allontanato dal chaser, finché i sensori non lo perdono; in questa fase il chaser ha dovuto rintracciare il target, determinare la traiettoria per il rendez-vous offline; un punto fondamentale in questa fase è quello del passaggio tra navigazione assoluta e navigazione relativa;
- 6) abbassamento dell'orbita ad un'altezza dove c'è sufficiente resistenza aerodinamica per poter deorbitare in tempi ragionevoli, tramite i propulsori chimici green;
- 7) rientro incontrollato in atmosfera.

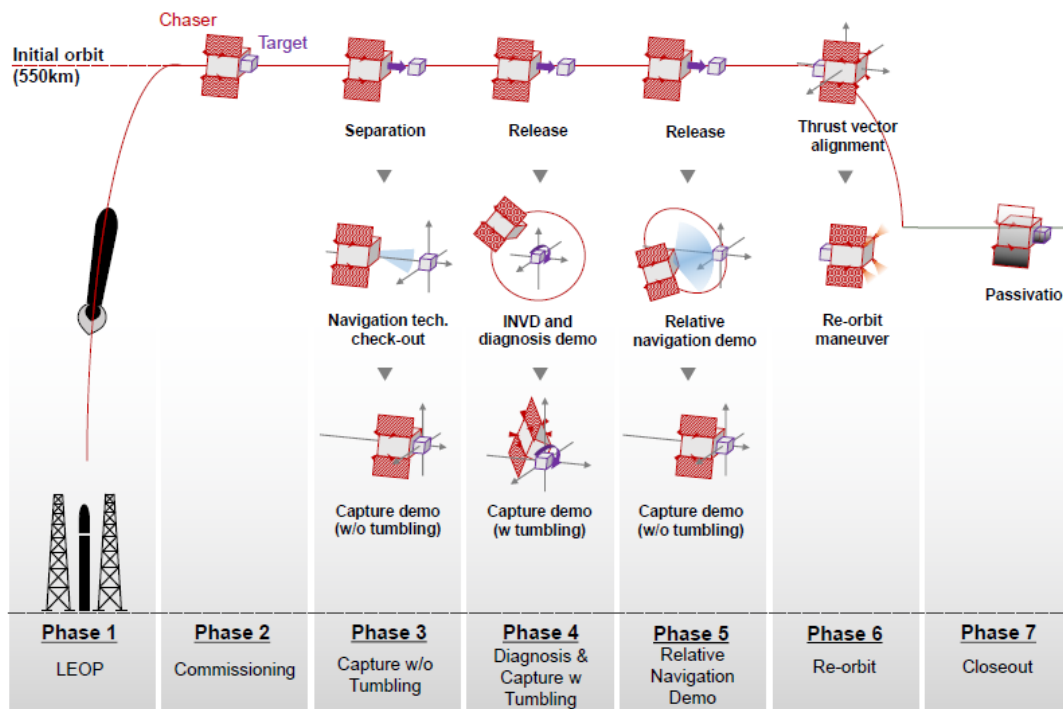


Figura 2.49: schema con i CONS della missione

Oltre a queste dimostrazioni principali, ne sono state eseguite altre come l'aborto manuale della cattura, nel caso di qualche elemento malfunzionante, durante la fase 3.

L'architettura della missione è basata su sette elementi, e ognuno dei due veicoli ha il suo centro di controllo, tali elementi sono:

- il centro di controllo di missione (MCS), responsabile per il controllo e monitoraggio del veicolo;

- il Flight Dynamics System (FDS) che si occupa di determinare la posizione e l'assetto del veicolo spaziale, e coadiuvare la pianificazione e l'esecuzione delle manovre;
- l'Image Processing System (IPS) che ha lo scopo di determinare le informazioni riguardanti l'assetto per il piatto del docking, grazie ad un flusso di immagini prese dal chaser;
- il Mission Planning System, utile ai fini di pianificazione delle attività e l'utilizzo di risorse, come budget dei dati ecc;
- l'Automation System (MOIS) che provvede di condurre tutte le attività programmate realizzate dall'MPS, e si occupa anche di validare e testare i componenti di cablaggio, che possono essere usati per collaudare prima di diventare operativi;
- Ground Station Control System (GSCG), che serve da interfaccia tra le MCS e le stazioni a Terra, in conformità con degli standard;
- Simulatore (SIM) che simula il comportamento sia del chaser che del target, e possiede modelli realistici che emulano il computer di bordo, e può anche testare il software a bordo, nelle condizioni fisiche dello spazio.

Dai risultati di questi esperimenti eseguiti in orbita, Astroscale ne farà frutto, per lo sviluppo di servizi di rimozione orbitale di costellazioni di satelliti, e punta ad avviare nel futuro una produzione di veicoli di questo genere.

## Capitolo 3

### 3 Elementi di meccanica orbitale per le missioni di rimozione dei detriti spaziali

Questo capitolo verte sugli aspetti di meccanica del volo riguardanti le missioni ADR, introducendo dapprima delle basi teoriche come sistemi di riferimento, il problema dei due corpi, e poi verranno studiate le orbite dove i detriti sono maggiormente presenti.

Successivamente verranno analizzati i disturbi orbitali come resistenza aerodinamica, J2 ed altri, che possono essere sfruttati a proprio vantaggio per la deorbitazione o per le trasferte delle missioni di rimozione multipla di detriti.

Alla fine del capitolo, si parlerà delle manovre orbitali e le fasi comuni che caratterizzano tutte le missioni ADR come lancio e rendez-vous. Tutto ciò servirà da base per lo studio di ottimizzazione delle sequenze di detriti per le rimozioni multiple.

#### 3.1 Sistemi di riferimento

Esistono diversi tipi di sistemi di riferimento in astrodinamica e in dinamica del volo, per descrivere e tracciare il moto di un detrito o di un veicolo spaziale, tuttavia questi sistemi si possono raggruppare in due grandi classi:

- i sistemi di riferimento inerziali, che non sono accelerati e possono viaggiare a velocità costante, e i moti dei corpi descritti in essi rispettano leggi di Newton
- quelli non inerziali, dove sono presenti delle forze fittizie, come forza centrifuga e di Coriolis, che non sono direttamente collegate a dei fenomeni naturali, ma sono causa della rotazione del sistema di riferimento stesso.

C'è da tenere presente che molti sistemi di riferimento che si usano in ambito spaziale, non sono in realtà inerziali, ma si possono considerare tali perché i termini delle forze fittizie sono trascurabili rispetto a quelli delle altre forze in gioco, di solito per via del grande raggio di curvatura o delle velocità di rotazioni delle loro origini.

Spesso i sistemi di riferimento usati in astrodinamica, vengono definiti rispetto alle stelle fisse, anche se nessuna delle stelle che ci sono nello spazio sono ferme per via del loro moto attorno alla galassia e quello del Sistema Solare. Siccome la scala temporale delle missioni spaziali, va da giorni ad anni, allora la posizione di quelle stelle in questo lasso di tempo non è cambiata in modo significativo, quindi si possono considerarle fisse proprio per questo motivo.

A seconda di dove viene fissata l'origine, prendono il nome di sistemi di riferimento geocentrico, se sono fissati nel centro della Terra, topocentrici se sono fissati nel centro di massa del veicolo stesso.

Un sistema di riferimento molto usato in astrodinamica, è l'ECI (Earth-centered Inertial), che possiede un'origine fissa nel centro terrestre, e ha l'asse Z che punta verso il Polo Nord terrestre, mentre gli assi X e Y sono collocati nel piano equatoriale, e perpendicolari tra loro. L'asse X è diretto verso l'equinozio di Marzo, ovvero quel punto dove il piano equatoriale e

il piano eclittico (il piano dove avviene il moto dei pianeti del Sistema Solare) si incontrano. Ai nostri giorni, l'equinozio di Marzo è direzionato verso la costellazione dei Pesci, ma nell'antichità, era allineato con la costellazione Aries.

Un altro sistema che ha origine nel centro terrestre è l'ECEF (Earth-centered Earth-fixed), non inerziale perché gli assi  $x'$  e  $y'$  ruotano assieme alla Terra con la sua velocità angolare  $\Omega$ , e sono fissi rispetto alla superficie terrestre. L'asse  $z'$  punta anch'esso nel polo nord terrestre, e gli assi  $x'$  e  $y'$  sono sempre perpendicolari tra di loro, con l'asse  $x'$  sempre direzionato verso il meridiano di Greenwich.

Un altro sistema tipico in ambito spaziale è quello topocentrico, con origine sul veicolo o sul detrito. In ogni istante la posizione del satellite può essere determinata relativamente all'ECEF, tramite la coordinata  $\Lambda$  (longitudine) e la coordinata  $\phi$  latitudine. La direzione dell'asse  $x$  punta verso Est, mentre  $y$  è puntato verso nord, mentre  $z$  verso la superficie della Terra (tale direzione viene chiamata Zenit).

Nelle manovre di rendez-vous a corto raggio, è comodo riferirsi ad un altro sistema di riferimento, centrato sul target che si deve raggiungere: si tratta del sistema LVLH (Local Vertical Local Horizontal). Viene usato come sistema di riferimento non inerziale, ma in realtà non lo per via della traiettoria curva dei target, e per questo si dice che è un sistema pseudoinerziale. La terna dei sistemi LVLH è costituita:

- dall'asse  $Z_{LVLH}$  diretto verso il nadir;
- dall'asse  $Y_{LVLH}$ , perpendicolare al piano orbitale e con verso opposto rispetto alla velocità angolare orbitale del target;
- dall'asse  $X_{LVLH}$  tangente all'orbita e diretto verso la velocità orbitale del target.

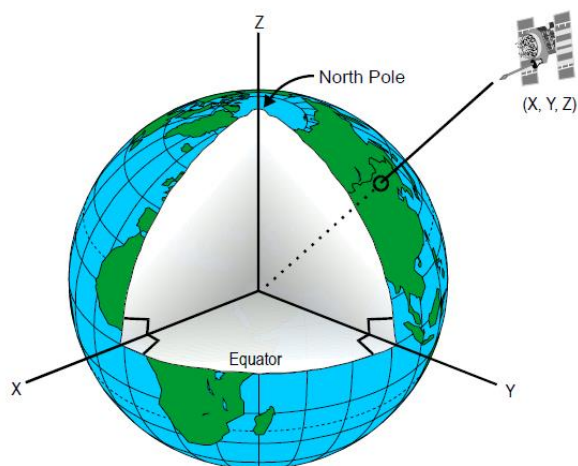


Figura 3.1: sistema di riferimento ECI

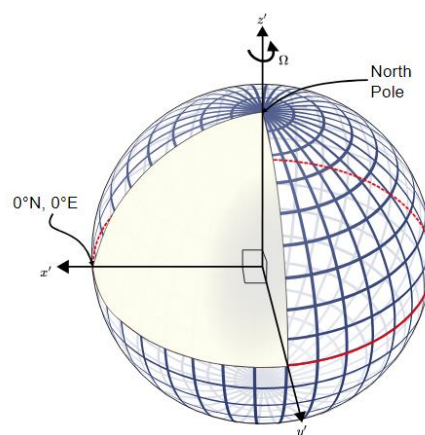


Figura 3.2: sistema di riferimento ECEF

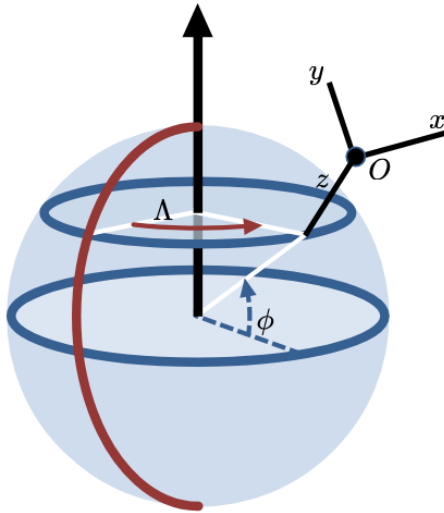


Figura 3.3: sistema di riferimento topografico

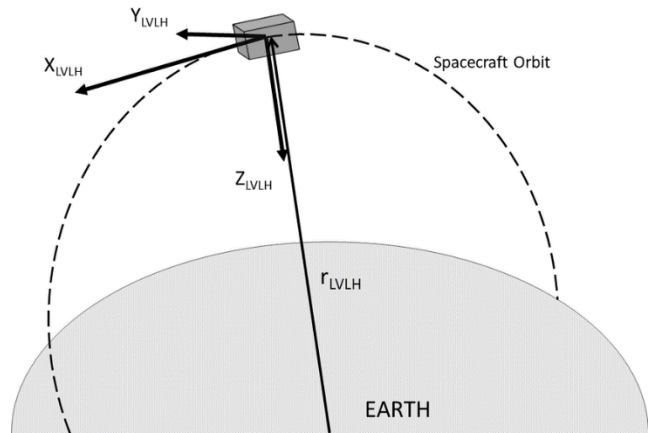


Figura 3.4: sistema LVLH

In certi casi vengono misurati dei parametri in un sistema di riferimento, come il topografico, ma poi succede che devono essere elaborati in un altro sistema di riferimento, allora ci si rifà alle matrici di trasformazione che qui non verranno trattate.

### 3.2 Problema dei due corpi

Secondo la legge di Gravitazione di Newton, ogni corpo che si trova immerso in un campo gravitazionale di un altro, subisce una forza direttamente proporzionale alle masse dei due e inversamente proporzionale, descritta dall'equazione:

$$F = G \frac{m_1 m_2}{r^2},$$

dove al numeratore sono presenti le masse dei due corpi, al denominatore la distanza tra di essi, mentre  $G$  è la costante universale gravitazionale che vale  $6.674 \times 10^{-11} \text{ N m}^2/\text{kg}^2$ . Tale espressione si basa sulle ipotesi di masse puntiformi, e corpi perfettamente sferici. Anche i corpi che generano quel campo gravitazionale, sono soggetti ad una forza di uguale intensità, rispettando la terza legge della dinamica di Newton.

Nello spazio, in certi casi si sente l'influenza di più corpi celesti, ma nel caso dei detriti, per le distanze e per l'intensità della forza gravitazionale terrestre di gran lunga maggiore, l'influenza degli altri corpi si trascura. In questo caso si parla di Problema dei due corpi, e per essere più precisi, se uno dei due corpi ha una massa ben più grande dell'altro allora si parla di Problema dei due corpi ristretto.

Se per descrivere il moto dei due corpi, ci si rifà ad un sistema di riferimento inerziale, si può riscrivere le forze che sono soggette ai due corpi in questo modo:

$$\vec{F}_{21} = G \frac{m_1 m_2}{|\vec{r}_{21}|^3} \vec{r}_{21} \quad (1)$$

$$\vec{F}_{21} = -G \frac{m_1 m_2}{|\vec{r}_{21}|^3} \vec{r}_{21} \quad (2)$$

dove  $\mathbf{r}_{21}$  è il vettore che congiunge i centri di massa dei due corpi, considerati puntiformi in questa teoria. Da notare che l'equazione (2) ha il segno meno davanti, perché è la forza che  $m_1$  esercita su  $m_2$ , e come detto prima deve avere la stessa intensità, ma verso contrario. Il vettore  $\mathbf{r}_{21}$ , non è altro che la differenza vettoriale:

$$\vec{r}_{21} = \vec{r}_2 - \vec{r}_1, \quad (3)$$

dove  $\mathbf{r}_2$  è il vettore posizione della massa 2, così come  $\mathbf{r}_1$ . Tale differenza vettoriale è uguale alle differenze delle componenti dei vettori, proiettate sugli assi del sistema di riferimento inerziale:

$$\vec{r}_{21} = (X_2 - X_1)\hat{i} + (Y_2 - Y_1)\hat{j} + (Z_2 - Z_1)\hat{k},$$

con il modulo che è la radice quadrata della somma di tutte e tre le differenze al quadrato. Essendo in un sistema di riferimento inerziale, si può applicare la seconda legge di Newton ai due corpi, esprimendo le accelerazioni dovute alle forze gravitazionali:

$$\ddot{\vec{r}}_1 = \frac{Gm_2}{|\vec{r}_{21}|^3} \vec{r}_{21} \quad (4) \qquad \ddot{\vec{r}}_2 = -\frac{Gm_1}{|\vec{r}_{21}|^3} \vec{r}_{21} \quad (5)$$

Derivando due volte l'equazione (3) e sostituendo nei termini, le equazioni (4) e (5), si perviene a questa relazione, che descrive il moto relativo tra i due corpi:

$$\ddot{\vec{r}}_{21} = \ddot{\vec{r}}_2 - \ddot{\vec{r}}_1 = -\frac{G(m_1 + m_2)}{|\vec{r}_{21}|^3} \vec{r}_{21} \quad (6);$$

se  $m_1$  è la massa della Terra,  $m_2$  è di gran lunga inferiore, quindi si può ometterlo dall'equazione. Se poi ancora fissiamo il sistema di riferimento nel centro terrestre, il vettore  $\mathbf{r}_{21}$ , lo si può porre uguale a  $\mathbf{r}$ , ovvero la distanza del satellite dal centro della Terra, e con queste assunzioni l'equazione 6 diventa:

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\mu}{|\vec{r}|^3} \vec{r}, \quad (7)$$

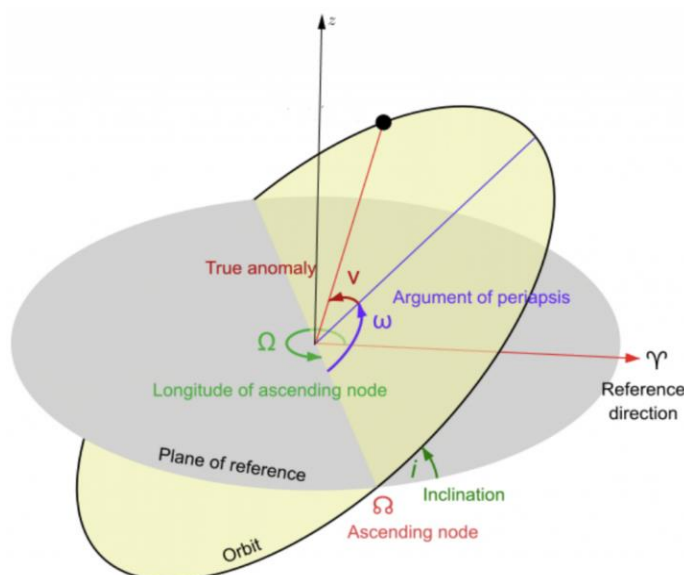
dove  $\mu$  è il parametro gravitazionale corrispondente al prodotto  $Gm_1$ , e vale  $398600,4418 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$ . L'equazione differenziale così ricavata è quella che descrive il moto di un satellite attorno alla Terra; naturalmente se si integra la relazione ristretta dei due corpi, si ottiene l'equazione della traiettoria del corpo orbitante, che verrà mostrata nel paragrafo successivo. L'equazione che si otterrà è quella che traccia i punti di una conica, quindi può essere un'ellisse, una parabola, cerchio o iperbole.

## 3.3 Orbite

### 3.3.1 Parametri orbitali

In un sistema di riferimento geocentrico ogni orbita di un satellite terrestre, è individuata da sei parametri:

- $a$  il semiasse maggiore;
- $e$  l'eccentricità della conica, corrispondente al rapporto tra la distanza di uno dei due fuochi dal centro della conica e il semiasse maggiore;
- $i$  l'inclinazione rispetto al piano equatoriale;
- $\Omega$  l'ascensione retta del nodo ascendente;
- $\omega$  l'argomento del perigeo;
- $v$  l'anomalia vera del satellite misurata a partire dal perigeo.



Nella figura a sinistra sono messi in evidenza quattro dei sei parametri orbitali; in verde è rappresentata l'ascensione retta del nodo ascendente, ovvero l'angolo misurato a partire dall'asse degli equinozi, e indica in quale punto, definito nodo ascendente, il satellite attraversa il piano equatoriale salendo. Dalla linea che congiunge il centro della Terra con il nodo ascendente, si

Figura 3.5: rappresentazione dei parametri orbitali

misura l'argomento della periapside (in viola), ovvero il punto dell'orbita più vicino alla Terra. Mentre dalla linea che congiunge centro della Terra e perigeo si ricava, l'anomalia vera, utile per definire la posizione del satellite in un dato istante di tempo. Da notare che sia l'ascensione retta del nodo ascendente e l'inclinazione orbita, definiscono il piano orbitale. Se tali parametri fossero nulli, allora l'orbita sarebbe equatoriale, e avrebbe bisogno solo di quattro parametri per essere individuata.

Questi parametri mostrati, potrebbero non essere costanti, ma variano nel tempo, e la causa di ciò sarebbe la presenza di disturbi, o altre a forze prodotta dal veicolo spaziale. Come si vedrà più avanti i disturbi dovuti alla non-sfericità della Terra, inducono dei cambiamenti del piano orbitale, e la resistenza aerodinamica ne provocherebbe l'abbassamento dell'apogeo, il punto più lontano dal centro della Terra, e sfasato di  $180^\circ$  dal perigeo.



### 3.3.2 Forme delle traiettorie orbitali

Integrando l'equazione (procedimento non presentato), in un certo modo si arriva ad ottenere la formulazione della posizione del corpo 2:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \nu} \quad (8),$$

dove  $p$  è il semilatus rectum, che viene espresso come  $p = \frac{h^2}{\mu}$ , con  $h$  il momento angolare del corpo 2 attorno al centro di massa del sistema Terra-satellite, che in questo caso è coincidente con il centro terrestre. Geometricamente, il semilatus rectum è la lunghezza del segmento perpendicolare all'asse della conica che incontra in punto la conica stessa, come viene mostrato nell'immagine.

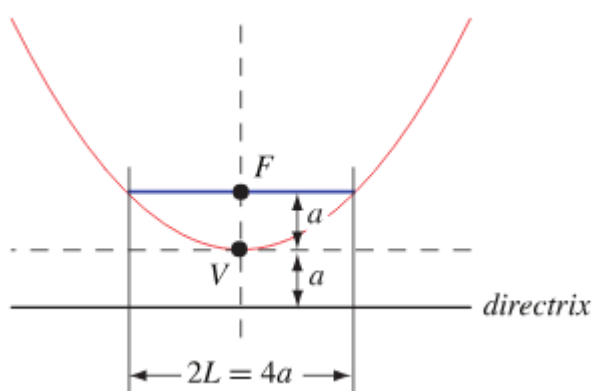


Figura 3.6: nell'immagine a sinistra, in blu è messo in evidenza il semilatus rectum di una parabola

L'equazione 8, come si potrebbe dimostrare non è altro che l'equazione di una conica in coordinate polari. Al denominatore compare l'eccentricità, e dal valore che essa assume, si può capire di che forma sia l'orbita.

Se si ha un valore di eccentricità nullo, ovvero quando il fuoco coincide con il centro ed è unico allora la conica è un cerchio, mentre se  $0 < e < 1$ , si ha l'ellisse con due fuochi, in cui la Terra si trova in uno di essi. Le orbite circolari hanno sempre una distanza fissa in ogni posizione orbitale dal centro, mentre l'ellisse ha una distanza variabile, ma la somma delle distanze dai fuochi in ogni punto della curva si mantiene sempre costante.

Quando il valore di eccentricità risulta essere pari a 1, allora si ha a che fare con un'orbita parabolica, invece per valori maggiori di 1 le orbite hanno sempre forma iperbolica.

Una caratteristica che contraddistingue le orbite con  $e < 1$ , da quelle con  $e \geq 1$ , è il fatto che siano chiuse o meno. Con orbite che possiedono  $e < 1$  il satellite non si allontanerà mai oltre la distanza dell'apogeo, e dopo un certo tempo ritornerà sempre nelle posizioni che ha raggiunto prima, mentre per quelle con  $e \geq 1$ , il corpo si allontanerà sempre di più dalla Terra, senza mai ritornare nelle posizioni che aveva occupato in tempi precedenti. Nel caso dei detriti orbitali, sono di interesse le orbite chiuse, poiché essi si permangono attorno alla Terra, mentre le orbite aperte sono di interesse per le missioni interplanetarie.

Un'altra proprietà che contraddistingue le orbite chiuse da quelle aperte è il valore dell'energia meccanica che viene così espressa:

$$\varepsilon = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r}, \quad (9)$$

dove  $V$  è la velocità tangenziale. Nella relazione 9 compaiono i termini dell'energia cinetica e quella potenziale con la distanza a denominatore, e la loro somma rimane sempre costante se non sono presenti disturbi. In pratica se  $\varepsilon$  è maggiore di zero, il corpo possiede un'energia cinetica sempre maggiore di quella potenziale, per cui il corpo si allontanerà, mentre se negativa il corpo continuerà ad orbitare attorno alla Terra.

### 3.3.3 Classificazione delle orbite

Un modo per classificare le orbite è quello di basarsi sulla distanza della Terra, e sull'utilità che hanno. Ne esistono di diversi tipi, ma in questo paragrafo ci si riferirà principalmente a quelle che sono più affollate, e ne vedremo le caratteristiche geometriche che hanno e i parametri orbitali.

Al di sotto dei 130 km di quota, non vi è possibile trovare nessun satellite operativo, sebbene lo spazio inizi a partire dalla linea di Karman posta a 100 km di quota; ciò è dovuto al fatto che nella fascia di altezze che va dai 100 ai 130 km la resistenza aerodinamica è ancora sufficientemente intensa da far deorbitare il satellite nel giro di pochi giorni.

Oltre i 130 km, piuttosto a partire dai 160 km, inizia l'orbita LEO (Low Earth Orbit), che si protrae fino ai 1000 km. A loro volta queste orbite possono essere suddivise in medio-bassa o medio-alta, ma sono sempre quella categoria più vicina alla Terra, e per questo sono di maggior interesse per le missioni spaziali, per via del basso costo di inserzione, e del sistema di telecomunicazione o per altre tecnologie di payload.

Rimanendo sempre al di sotto dei 1000 km, più o meno tra gli 800 e i 900 km, ci sono le orbite polari e quelle eliosincrone (SSO). Le orbite polari sono altamente inclinate, ma non necessariamente devono passare sopra i poli geografici, ma fare dei passaggi deviati di  $20^\circ$  o  $30^\circ$ . Le orbite eliosincrone sono un tipo particolare di orbite polari, e sono dunque sincronizzate con il Sole, perché il satellite in quell'orbita, passa sopra lo stesso punto alla stessa ora locale tutti i giorni. Ad esempio ci sono satelliti che alle ore 12:00 di ogni giorno passano sempre sopra l'equatore, mentre altri satelliti rimangono sempre sopra il terminatore. Ad essere sincro non è il periodo per fare un'orbita completa, ma è la precessione del piano orbitale dovuta alla protuberanza equatoriale, come si vedrà in un prossimo paragrafo, che fa cambiare l'ascensione retta del nodo ascendente nel tempo; e quindi vuol dire che queste orbite fanno una precessione completa in un periodo pari a quello orbitale della Terra attorno al Sole. Queste orbite sono particolarmente utili per le missioni di remote sensing, ad esempio per vedere l'evoluzione giornaliera di qualche fenomeno sulla Terra.

Oltre i 1000 km fino a quasi 36000 km, troviamo la MEO che comprende un ampio range di orbite, che non sono poi così affollate come la LEO. Nella MEO, attualmente si trovano le costellazioni di satelliti che forniscono servizi di navigazione, come la costellazione di satelliti Galileo.

Esistono orbite verso le altitudini finali della MEO, che hanno un periodo orbitale identico al periodo di rotazione terrestre, sono le cosiddette orbite geosincrone (GSO). Un caso particolare di orbita geosincrona sono le orbite geostazionarie (GTO), dove il satellite ha una velocità nulla rispetto ad un osservatore posto sulla superficie terrestre, proprio perché hanno la stessa velocità angolare. Avendo sempre la medesima velocità angolare, le orbite di questi satelliti sono circolari, non ellittiche perché avrebbero distanza e velocità variabili. Le GEO sono orbite molto utili per le telecomunicazioni, proprio perché i satelliti sono fissi rispetto alla Terra, ma sono piuttosto lontani, essendo poco oltre i 36000 km di altezza dalla superficie terrestre.

I satelliti che si trovano in queste orbite, non possono essere immessi direttamente, ma prima devono compiere un'orbita di trasferimento a partire da un'orbita di parcheggio, che li permette di arrivare alla GEO ad un costo minimo. Questo sono le orbite di trasferimento geostazionarie (GTO), e si tratta di semi-orbite ellittiche, con perigeo nel punto dove è stato dato l'impulso con i motori, e apogeo tangente con l'orbita GEO.

### 3.3.4 Determinazione preliminare delle orbite

Come è stato già detto precedentemente, per descrivere un'orbita servono sei parametri, e una conoscenza completa e accurata di questi, si può prevedere dove si troverà il satellite in ogni istante di tempo futuro. Con i sistemi di rilevamento e tracciamento come radar e laser, non forniscono tutte quelle grandezze, ma se ne misurano altre, e da queste con degli algoritmi si arriva a determinare i parametri desiderati. Avere queste informazioni è importante, per sapere dove si troverà un detrito quando dovrà essere rimosso. In questi metodi non si considerano i disturbi che perturbano l'orbita, che le fanno evolvere nel tempo, ma per aver informazioni precise vanno considerate in un'analisi più raffinate. Bisogna considerare che le orbite dei detriti vengono continuamente monitorate, anche per via degli errori di misura degli strumenti delle stazioni

Un primo metodo che viene presentato è il COMFIX, dove vengono misurati sei parametri dalle stazioni di rilevamento e tracciamento, che sono:

- il range  $\rho$ , ovvero la distanza in km del detrito dalla stazione;
- l'Azimuth (Az), che sarebbe l'angolo che si ricava dalla direzione Nord in senso orario, guardando da sopra dove si trova la stazione;
- l'elevazione, l'angolo tra la retta stazione-detrito e la tangente alla superficie terrestre nel punto dove si trova la stazione;
- il rateo del range del detrito rispetto alla stazione;
- il rateo dell'angolo di elevazione;
- il rateo dell'Azimuth.

Da notare che queste sei grandezze sono rilevate in un sistema di riferimento fissato sulla stazione, si tratta del sistema SEZ (South-East-Zenit), composta dall'asse South che punta verso Sud nel punto della stazione, l'East nella direzione Est, e l'asse dello Zenit che è perpendicolare alla superficie terrestre e punta verso lo spazio.

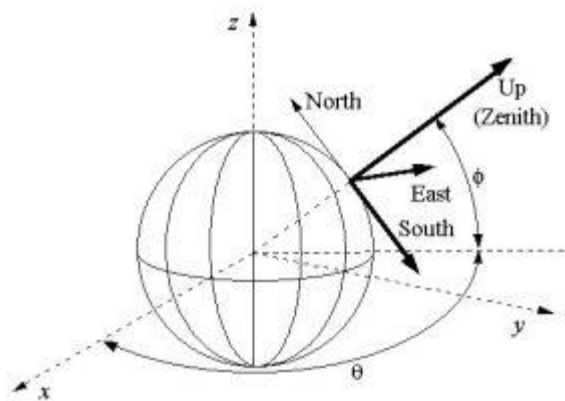


Figura 3.7: illustrazione del sistema di riferimento SEZ, con i suoi assi

Ovviamente se tale sistema è centrato su un punto della superficie terrestre che ruota con una certa velocità angolare, il sistema non è inerziale, allora per la determinazione si fa un passaggio in coordinate ECI, con versori I, J, K, tramite delle formulazioni raccolte in una matrice di rotazione si ricava il vettore R di coordinate spaziali e il vettore V, la velocità orbitale del detrito. Da questi, tramite relazioni matematiche si ricavano i sei parametri per descrivere un'orbita.

Esistono poi altri metodi più semplici del COMFIX, come il metodo di Gibbs dove la posizione del detrito viene rilevata tre volte dalla stazione, in istanti di tempo abbastanza distanziati. Il metodo di Gibbs possiede un certo vincolo tra la prima posizione rilevata e l'ultima: devono essere distanziati di almeno  $5^\circ$ .

Esiste un altro metodo simile a questo: è quello di Herrick-Gibbs, dove le tre posizioni sono molto vicine tra di loro, e le misurazioni sono distanziati di un intervallo di tempo molto piccolo. Il vincolo di distanza angolare tra la posizione 1 e 3, deve essere inferiore ad  $1^\circ$ .

L'ultimo metodo è quello di Gauss-Lambert-Euler, meglio conosciuto come problema di Lambert, perché fu lui per primo a formularlo, ma poi è stato risolto da Lagrange. Viene utilizzato spesso nelle missioni interplanetarie, perché è meno accurato, rispetto agli altri metodi visti. Esso consiste nel rilevare la posizioni in due punti molto distanti, almeno di  $60^\circ$ , e oltre a questi serve anche il tempo di volo per andare dal punto al punto 2. Dopodiché con queste informazioni si può passare direttamente ai sei parametri orbitali.

### 3.4 Disturbi orbitali

Le orbite viste fino ad ora, vengono definite orbite Kepleriane, perché l'unica forza che c'è in gioco è quella gravitazionale, espressa con una relazione valida per corpi puntiformi e di forma sferica, e in assenza di altre forze. Nella realtà, nello spazio un veicolo spaziale o un satellite non può essere solo attratto da un corpo, ma ci sono anche altri corpi celesti come Sole e Luna, che potrebbero influenzare l'orbita del corpo per quanto possano essere lontani, perché la forza di un corpo si annulla se il veicolo fosse a distanza infinita, come si potrebbe dedurre osservando la relazione di Newton. Inoltre tale relazione della forza gravitazionale non sarebbe proprio precisa, per un satellite orbitante attorno alla Terra, visto che essa non ha una forma esattamente sferica, ma risulta essere un ellissoide, con una

gonfiatura all'equatore per via della forza centrifuga; ellissoide che tra l'altro ha una forma irregolare.

Alla luce di quanto detto finora in questo parametro, si deve allora modificare la relazione (7), aggiungendo un termine, che rappresenta l'accelerazione di un fenomeno perturbativo, che sia la non sfericità della Terra, la radiazione solare, o l'attrazione lunare. L'equazione del moto dei due corpi diventa così:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{|\mathbf{r}|^3} \mathbf{r} + \mathbf{p}, \quad (10)$$

che richiedono le condizioni iniziali  $\mathbf{r}(0) = \mathbf{r}_0$  e  $\mathbf{v}(0) = \mathbf{v}_0$ , per poter essere risolte. Per risolvere l'equazione (10) esistono due categorie di metodi: quelli di perturbazione speciale e quelli di perturbazione generale. I primi sono basati su un'integrazione numerica, e necessitano di un valido insieme di condizioni iniziali, e nell'integrazione considerano i termini perturbativi individualmente; mentre i secondi cercano delle soluzioni analitiche, che non sono altro le derivate nel tempo dei parametri orbitali, e vanno bene per ogni insieme di condizioni iniziali, ma sono meno accurati rispetto ai metodi di perturbazione speciale.

In questo paragrafo verranno visti i tre disturbi orbitali principali, che possono essere sfruttati per trarre vantaggio nella rimozione di detriti spaziali.

### 3.4.1 Resistenza aerodinamica

Un primo disturbo già accennato precedentemente, utile nella rimozione di detriti orbitali, è la resistenza aerodinamica, che principalmente fa ridurre il semiasse maggiore nelle orbite ellittiche o il raggio per le orbite circolari. La forza aerodinamica viene così descritta:

$$\mathbf{F} = \frac{1}{2} \rho v_{rel}^2 C_D A \frac{\mathbf{v}}{|\mathbf{v}|} \quad (11)$$

dove  $v_{rel}$  è la velocità relativa dell'aria vista dal veicolo, essa è uguale a:

$$\mathbf{v}_{rel} = \mathbf{v} - \mathbf{v}_{atm} \quad (12)$$

con  $\mathbf{v}_{atm}$  la velocità dell'atmosfera solidale alla Terra, per cui la (12) può essere riscritta come:

$$\mathbf{v}_{rel} = \mathbf{v} - \overline{\boldsymbol{\omega}}_E \times \mathbf{r}$$

Con  $\mathbf{r}$  la distanza del veicolo dal centro della Terra. Da notare che il segno negativo è corretto solo se l'orbita del satellite è prograda, cioè la velocità angolare è dello stesso verso di quella del satellite, mentre se il satellite è su un'orbita retrograda, cioè viaggia in senso contrario rispetto alla rotazione terrestre, servirà un segno positivo.

Se dividiamo la forza per la massa, otteniamo l'espressione del termine perturbativo  $\mathbf{p}$  per la resistenza aerodinamica:

$$\vec{a}_p = -\frac{1}{2} \rho v_{rel}^2 \frac{C_D A}{m} \frac{\vec{v}}{|\vec{v}|} \quad (13)$$

I termini raggruppati nella frazione dopo quello quadrato della velocità relativa, equivalgono all'inverso del coefficiente balistico, quel parametro che deve essere minimizzato per favorire la deorbitazione come già visto in un capitolo precedente. Ovviamente per avere un coefficiente balistico piccolo serve un valore alto del coefficiente di resistenza, che a sua volta dipende da forma geometrica del veicolo e dall'area, l'unico parametro che si può modificare.

Oltre a variare con il coefficiente balistico, la resistenza è direttamente proporzionale alla densità dell'aria, che ha un andamento non lineare con l'altezza, e segue una legge esponenziale, diversa a seconda di quale strato ci si trova nell'atmosfera.

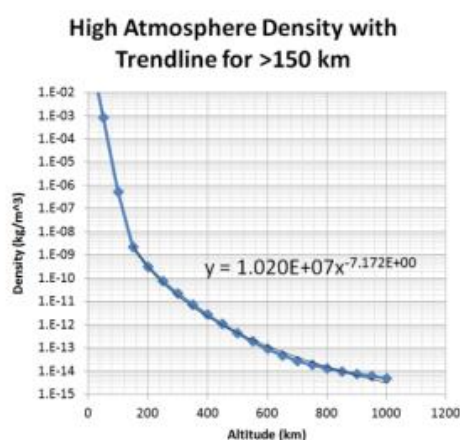


Figura 3.8: andamento della densità in base alla quota con legge empirica, da notare che il valore a 150 km è all'incirca un milionesimo di quello al livello del mare, per arrivare fino sotto  $10^{-14}$  vicino ai 1000 km

Il grafico della figura 3.8, mette in evidenza come il termine perturbativo nelle quote più alte, oltre gli 800 metri, sia del tutto trascurabile, ma i 400 km serve tenerne da conto se si vuole mantenere in orbita un satellite.

### 3.4.2 Non sfericità della Terra

La non sfericità del Pianeta Terra causa anch'essa una variazione dei parametri orbitali, specialmente nell'argomento del perigeo e nell'ascensione retta del nodo ascendente  $\Omega$ . Derivare l'espressione del termine perturbativo dell'equazione, è un procedimento lungo, che qui viene omesso, ma viene ottenuto con la derivazione del potenziale gravitazionale  $U$ , il quale ha un'espressione del genere per tenere in conto dell'irregolarità della forma terrestre:

$$U = -\frac{\mu}{R} \left\{ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left(\frac{R_e}{R}\right)^n P_n \sin L_a - \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=2}^{\infty} \left(\frac{R_e}{R}\right)^n J_{n,m} P_n^m \sin L_a \cos[m(L_o - L_{o_{n,m}})] \right\} \quad (14)$$

Dove  $P_n$  i polinomi di Legendre,  $J$  sono dei coefficienti, chiamate armoniche, che vengono determinati tramite delle informazioni del satellite. Queste armoniche sono dei coefficienti che tengono in conto di particolari distribuzioni di massa della Terra. Ad esempio se  $n=2$  e  $m=0$ , il termine più a destra si annulla e rimane solo quello centrale; in questo si tratta del  $J_2$ , l'armonica che rappresenta il rigonfiamento terrestre all'equatore, responsabile della precessione delle orbite altamente inclinate. Se, invece sia  $m$  che  $n$  sono nulli, allora si ha la distribuzione di massa sferica. Incrementando  $n$  nella sommatoria, passando al  $J_3$ ,  $J_4$  è così via, si prendono in considerazione delle distribuzioni di massa diverse, ma che hanno un contributo sempre meno significativo nella legge del potenziale. Da notare che tenendo  $m=0$ , il potenziale varia solo con la latitudine, e tutte le armoniche con  $m=0$ , vengono chiamate armoniche zonali. Nella tabella sotto vengono riportati alcuni valori di armoniche zonali, e a seguire la corrispettiva forma geometrica.

Armonica zonale	$J \times 10^{-6}$
$J_2$	1082,6
$J_3$	-2.54
$J_4$	-1.59
$J_5$	-0.21

Tabella 3.1: valori di armoniche zonali da  $J_2$  fino a  $J_5$ , osservando la tabella, si vede una variazione di tre o quattro ordini di grandezza.

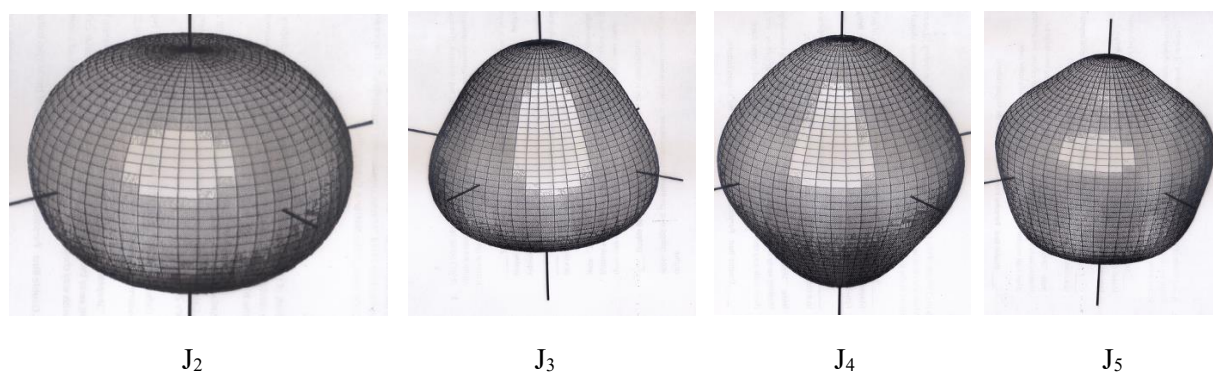


Figura 3.9: distribuzioni di masse con corrispettive armoniche zonali

Se  $m \neq 0$ , allora il termine con le due sommatorie nell'espressione del potenziale, non è più nullo, e si possono distinguere due casi nella definizione della armoniche:

- $m=n$ , si parla allora di armoniche settoriali, ed in questo caso il potenziale ha una dipendenza solo dalla longitudine;
- quando  $m \neq n$ , si tratta allora di armoniche tesserali, e il potenziale ha una dipendenza sia dalla longitudine che dalla latitudine.

Nelle immagini successive vengono illustrati degli esempi di distribuzioni di massa di armoniche tesserali e settoriali, più si incrementano  $n$  e  $m$ , è più si ha una distribuzione di massa simile a quelle terrestre, che non è una sfera ma un geoide per via delle sue irregolarità.

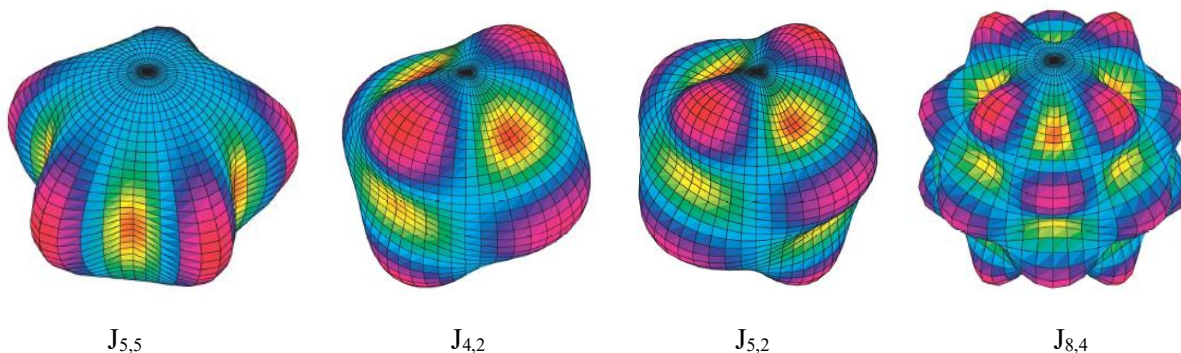


Figura 3.10: distribuzioni di massa di armoniche settoriali (la prima) e tesserali.

Ovviamente i termini che non sono l'1 e il  $J_2$  sono molto piccoli, e per molte missioni non sono di interesse. Rivedendo la tabella 3.1, il  $J_2$  ha un valore di  $1082,6 \times 10^{-6}$ , e quindi è quello che può influenzare i parametri orbitali. Infatti, come già anticipato prima, esso fa procedere o retrocedere la linea dei nodi e quella delle absidi (linea che congiunge periastro e apoastro), secondo le seguenti leggi:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} J_2 \left( \frac{R_e}{R} \right)^2 \cos i \quad (15)$$

$$\dot{\omega} = \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{R_e}{R} \right)^2 \left( 2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) \quad (16)$$

Guardando le due equazioni si vede che i ratei di precessione dei nodi e delle absidi sono inversamente proporzionali alla distanza  $R$  dal centro terrestre, per cui per orbite sufficientemente alte, tale effetto si può trascurare. Inoltre questi ratei, hanno una dipendenza dall'inclinazione delle orbite, in effetti per un'orbita con un'inclinazione nulla, entrambi i ratei sono nulli, mentre per un'orbita polare di  $90^\circ$ ,  $\dot{\Omega}$  è nulla e  $\dot{\omega}$  ha valore minimo.

### 3.4.3 Radiazione solare

Il Sole è l'unica sorgente luminosa importante nel Sistema Solare, che emette energia luminosa sotto forma di onde elettromagnetiche nel visibile. Tuttavia, la meccanica quantistica dimostra che la luce ha una natura duale, ovvero che l'energia elettromagnetica possiede non solo la proprietà ondulatoria, ma anche quella corpuscolare, di conseguenza, dei corpuscoli che urtano contro delle superfici, scambiano della quantità di moto, con l'oggetto stesso. Per un satellite in orbita, ciò vorrà dire essere soggetti ad una forza, quando le sue superficie sono bene illuminate, descritta dalla seguente formula:

$$\vec{F} = -v \frac{S}{c} C_R A_s \vec{u} \quad (17)$$

dove  $v$  è la funzione ombra, che vale 0 se il satellite è in eclisse, 1 se è sottoposto ai raggi solari.  $C_R$  è il coefficiente di radiazione solare, e il suo valore giace tra 1 e 2, assumendo il valore 1, se il satellite fosse un corpo nero che assorbe tutta la radiazione luminosa, 2 se



fosse un corpo con una superficie riflettente, favorendo il rimbalzo dei fotoni. Il termine  $S$  rappresenta l'intensità della radiazione solare, e ha un'espressione del genere:

$$S = S_0 \left( \frac{R_0}{R} \right)^2, \quad (18)$$

con  $S_0$  l'intensità della radiazione sulla superficie del Sole,  $R_0$  il raggio della fotosfera solare, ed  $R$  la distanza dal centro solare.

Osservando l'equazione 17 combinata con la 18 si deduce che la forza ha una dipendenza dalla distanza del Sole, e visto che la Terra è lontana poco più di 150 milioni di chilometri, tale effetto rimane contenuto, se poi consideriamo il fatto che ha denominatore  $c^2$  è il termine  $c$ , la velocità della luce, che possiede un valore alto. Se si vuole accentuare la forza della radiazione solare, occorre aumentare la superficie con materiale riflettente, come visto nel capitolo 2, per quanto riguarda le vele solari.

Con un procedimento non qui mostrato, si ottiene che la radiazione solare perturba tutte le grandezze orbitali tranne il semiasse maggiore, inoltre ha come effetto la variazione del momento angolare orbitale.

### 3.5 Manovre orbitali

In tutte le missioni spaziale, è quasi sempre necessario cambiare i parametri orbitali, totalmente o parzialmente, per spostare i satelliti dall'orbita di parcheggio a quella operativa, oppure come nel caso delle missioni di rimozione orbitale, passare dall'orbita di un detrito a quella di un altro, e in certi muoversi sulla stessa orbita.

Esistono diversi tipi di manovre, ma una prima suddivisione generale, è quella tra manovre impulsive e manovre non-impulsive. Le prime non sono altro che delle manovre ideali, perché richiedono l'applicazione di una spinta in un tempo quasi nullo, cosa che solo teoricamente è possibile, ma tale approssimazione consente di fare una buona stima per il cambio di velocità necessario per passare all'orbita desiderata. Infatti per una manovra impulsiva, non si deve risolvere l'equazione dei due corpi con il termine della spinta, perché tale spinta è come se non ci fosse se applicata in un intervallo di tempo molto piccolo, e si considererebbe solo un cambio istantaneo di velocità. Quindi date due orbite, per calcolare il delta-V per la trasferta da una all'altra, si può applicare l'equazione dell'energia meccanica delle due orbite.

L'assunzione di spinta applicata in un intervallo di tempo piccolo, è valida per i propulsori chimici, perché di solito hanno tempi di accensione brevi, mentre per altre tipologie di propulsori come quelli elettromagnetici, i tempi di accensioni sono lunghi e occorre fare uno studio, con la teoria delle manovre a bassa spinta che qui non verranno discusse.

#### 3.5.1 Manovre complanari

Questa classe di manovre, ha la caratteristica che sia l'orbita di arrivo, che quella di partenza siano sullo stesso piano, questo significa che gli impulsi di velocità deve rimanere nello stesso piano orbitale di quella di partenza.

Un primo esempio di manovre complanari sono quelle a singolo impulso, che servono per innalzare l'apostro. L'impulso di velocità viene dato tangenzialmente all'orbita di partenza (1), nel punto del periaostro, tale impulso è così descritto:

$$\Delta \vec{v} = \vec{v}_2 - \vec{v}_1, \quad (19)$$

con  $v_2$  la velocità dopo l'impulso, che sarà anche quella che avrà il satellite nell'orbita 2 con apogeo più alto, mentre  $v_1$  è quella che il satellite aveva prima dell'impulso. Per dimostrare che un impulso tangenziale nel periaostro fa innalzare l'apostro si riprende l'equazione (9) dell'energia meccanica, che la si può riscrivere facendo comparire il semiasse maggiore:

$$\varepsilon = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a}, \quad (20)$$

Dove  $a$  è il semiasse maggiore. Osservando la (20), si intuisce che se si aumenta il termine a sinistra tramite la velocità, il termine a destra anch'esso deve incrementare diventando meno negativo, quindi cresce il valore di  $a$ , cioè la distanza dell'apogeo dalla Terra. Se invece  $v_2 < v_1$ , allora l'apostro si abbassa, diventando il punto dove è stato dato l'impulso, con un periaostro opposto e con una quota più bassa. Questa manovra è utile se si vuole immettere un satellite su un'orbita ellittica a partire da un'orbita circolare di parcheggio.

Se si volesse invece, andare da un'orbita circolare più bassa ad una circolare più alta, allora la soluzione migliore è la trasferta di Hohmann, caratterizzata da due impulsi: uno nell'orbita di partenza, e il secondo quando il satellite è nell'orbita di arrivo. Fornendo un impulso nell'orbita di partenza succede quanto visto prima per le manovre ad impulso singolo, cioè si innalza l'apogeo, ma qui ci si fa arrivare l'apogeo fino all'orbita desiderata. Il veicolo compie solo metà di quest'orbita ellittica e una volta arrivato all'apostro, accende di nuovo i motori per dare il secondo impulso per avere una velocità che compete a quell'orbita con quell'altezza. Nell'orbita di partenza la velocità orbitale può essere ricavata dall'eguaglianza della forza centripeta con quella gravitazionale, ottenendo:

$$v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}},$$

Una volta dato l'impulso, si è sull'orbita ellittica di trasferta, ed applicando la relazione (20) nel periaostro si ha:

$$v_p = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_1} - \frac{1}{a} \right)},$$

dove  $v_p$ , è la velocità del periaostro che compete all'orbita ellittica. Il primo impulso avrà allora una differenza di velocità:

$$\Delta v_1 = v_p - v_1 = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_1} - \frac{1}{a} \right)} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}, \quad (21)$$

Applicando l'equazione dell'energia nel punto dell'apogeo dell'orbita ellittica, si ha che:

$$v_a = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_2} - \frac{1}{a} \right)},$$

mentre quella che compete all'orbita circolare di arrivo è:  $v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}}$ .

Il  $\Delta v$  complessivo, non è altro che la somma del primo e secondo impulso:

$$\Delta v = \Delta v_2 + \Delta v_1, \quad (22)$$

e procedendo come fatto per il primo impulso con le differenze di velocità, la relazione del  $\Delta v$  totale, diventa:

$$\Delta v = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} - \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_2} - \frac{1}{a} \right)} + \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_1} - \frac{1}{a} \right)} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \quad (23)$$

Inserendo la relazione del semiasse maggiore  $a = \frac{r_1+r_2}{2}$ , e dividendo la 23 per  $v_1$ , si perviene al delta-V adimensionalizzato della Hohmann:

$$\frac{\Delta v}{v_1} = \sqrt{\frac{r_1}{r_2}} - 1 - \sqrt{\left(\frac{r_1}{r_2}\right) \frac{2}{\left[1 + \left(\frac{r_2}{r_1}\right)\right]}} + \sqrt{\left(\frac{r_2}{r_1}\right) \frac{2}{\left[1 + \left(\frac{r_2}{r_1}\right)\right]}}. \quad (24)$$

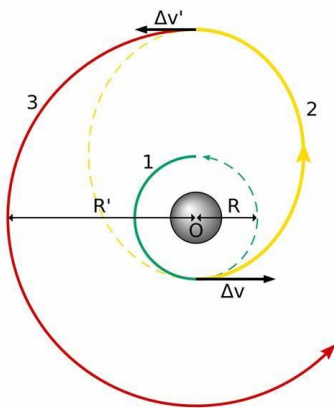


Figura 3.11: schema della manovra di Hohmann; in verde è indicata l'orbita circolare di partenza, in giallo quella ellittica di trasferimento, mentre in rosso l'orbita finale.

La manovra di Hohmann non è l'unica possibilità per trasferire un veicolo da un'orbita circolare all'altra, sebbene sia tra tutte quella con minor costo, tra tutte le possibilità è quella che richiede più tempo per arrivare all'orbita desiderata. Se è necessario impiegare meno tempo per arrivare sull'orbita desiderata, allora si deve dare un primo impulso più grande rispetto a quelle della Hohmann, che mette il veicolo su un'ellisse con semiasse maggiore. Questa ellisse, a differenza di quella di Hohmann, interseca l'orbita di arrivo in un punto, e una volta che il veicolo sia arrivato su tale orbita deve dare un impulso che permetta di cambiare la direzione della velocità e di aggiustarne il modulo; ciò comporta degli ulteriori costi in termini di  $\Delta v$ .

Se il raggio dell'orbita di arrivo desiderato è maggior di un certo numero, è più conveniente eseguire una manovra bi-ellittica, una manovra a 3 impulsi, costituita da due trasferite alla Hohmann. Come si vede nella figura 3.12, la prima trasferite porta il veicolo su un apogeo

che si trova su un'orbita circolare più grande di quella desiderata, e in questo punto viene dato un impulso per immettere il veicolo su un'orbita ellittica con periastro sull'orbita desiderata. Una volta qui arrivato, viene dato un impulso di verso contrario alla velocità, per circularizzare l'orbita.

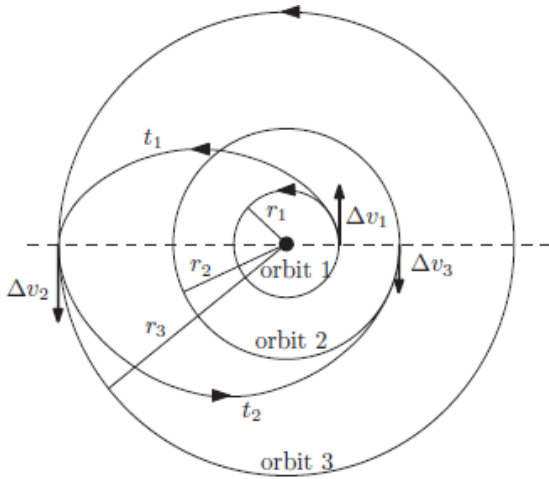


Figura 3.12: schema manovra bi-ellittica

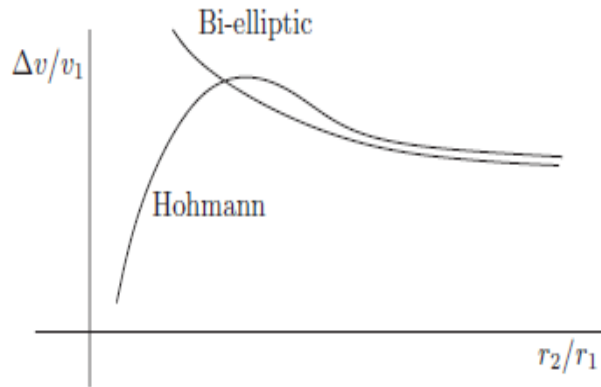


Figura 3.13: curve  $\Delta v$  adimensionalizzati della bi-ellittica e Hohmann messe a confronto

Facendo gli stessi ragionamenti fatti in precedenza per formulare il costo totale in termini di  $\Delta v$  adimensionalizzato, si ottiene questa relazione per quanto concerne le manovre bi-ellittiche:

$$\frac{\Delta v}{v_1} = \sqrt{\frac{2(r_3/r_1)}{1 + (r_3/r_1)}} - 1 + \sqrt{2\left(\frac{r_1}{r_3}\right)} \left[ \sqrt{\frac{\left(\frac{r_2}{r_1}\right)}{\left(\frac{r_2}{r_1}\right) + \left(\frac{r_3}{r_1}\right)} - \sqrt{\frac{1}{1 + \left(\frac{r_3}{r_1}\right)}} \right] + \sqrt{\frac{r_1}{r_2}} \left[ \sqrt{\frac{2\left(\frac{r_3}{r_1}\right)}{\left(\frac{r_2}{r_1}\right) + \left(\frac{r_3}{r_1}\right)} - 1 \right] \quad (25)$$

Tale relazione graficata, insieme a quella della Hohmann, come nella figura 3.13, per un certo rapporti  $r_2/r_1$  va sotto alla curva della Hohmann. Questo è dovuto al fatto che per orbite molto alte, serve un  $\Delta v$  molto grande per la circularizzazione, risultando più conveniente una manovra bi-ellittica.

In certe situazioni, quando il satellite è già in un'orbita operativa, serve spostarsi da un punto all'altro su tale orbita, per esempio per catturare un detrito sulla stessa orbita; per fare ciò serve una manovra di fasatura. Il modo di procedere è diverso a seconda di dove si trova il punto rispetto a dove inizialmente si trova il satellite. Se il punto di arrivo desiderato è in ritardo a quello dove si trova attualmente il satellite, conviene inserire il satellite su un'orbita di attesa leggermente ellittica e più alta di quella operativa, in modo da rallentare

la velocità del satellite, così quando ritornerà nel periastro incontrerà il punto desiderato. Qui il satellite accenderà i motori per fornire un impulso contrario, ritornando sull'orbita operativa. Diversamente, se il punto da raggiungere è avanti a quello attuale, allora bisogna immettere il satellite su un'orbita ellittica, così che quando ritornerà nell'apogeo, il satellite potrà dare un impulso per stazionarsi nel punto voluto.

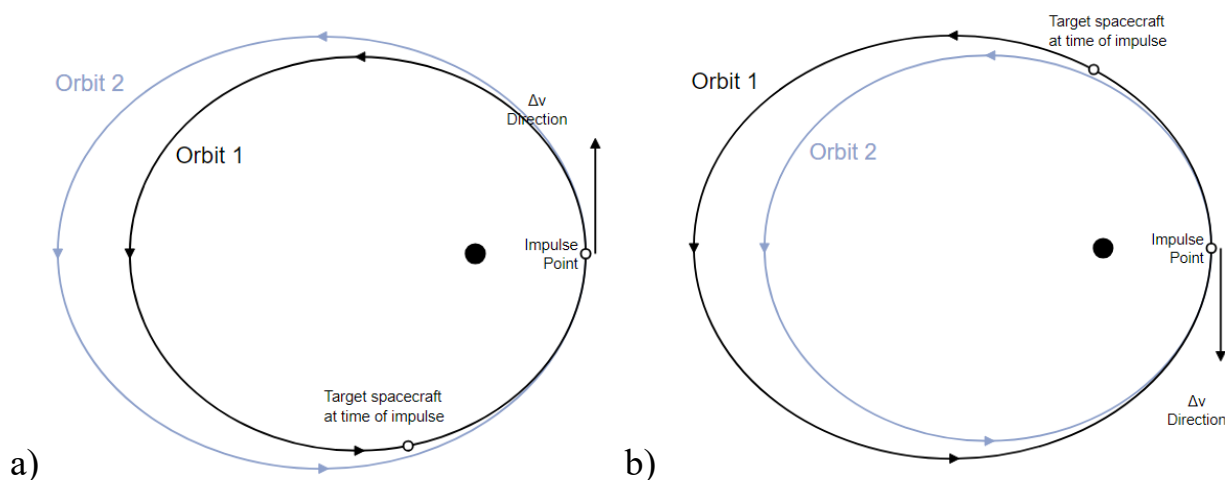


Figura 3.14: a) fasatura con punto di arrivo in ritardo, b) fasatura con punto di arrivo in anticipo

### 3.5.2 Manovre non complanari

Queste manovre servono quando l'orbita di arrivo si differisce non solo come raggio o semiasse maggiore, ma come inclinazione o ascensione retta del nodo ascendente.

Un primo caso che si vuole analizzare sono i cambi di piano, in cui solo l'inclinazione dell'orbita si vuole cambiare. In questo caso, momento angolare ed energia meccanica non cambiano, perché sono grandezze collegate con semiasse maggiore o raggio. Nel cambio di piano, bisogna fornire un impulso per ruotare il vettore di velocità  $\mathbf{v}$ , attorno al vettore posizione  $\mathbf{r}$ , dell'angolo  $\theta$  desiderato. Tale impulso avrà un costo pari a:

$$\Delta v = 2v \sin \frac{\theta}{2} \quad (26)$$

Da tale relazione si evince che per cambi di piano con inclinazioni molto alte, il costo si avvicina al valore della velocità dell'orbita, su cui il satellite si trova. In effetti se si deve cambiare inclinazione con una grossa variazione, potrebbe essere conveniente fare il cambio di piano a quote più alte laddove le velocità orbitali sono più basse, per poi ritornare ad un'orbita più bassa. Per piccole variazioni di inclinazione orbitale, di solito è ragionevole restare alla stessa quota.

Inoltre, se si vuole cambiare solo l'inclinazione e non l'ascensione retta del nodo ascendente, si deve dare l'impulso, nel punto dove l'orbita interseca il piano equatoriale, altrimenti si ha anche una modifica di tale angolo.

In certi casi, può essere necessario cambiare non solo il piano, ma anche l'apoapside, in questo caso si effettua una manovra combinata. Una manovra di questo tipo, prevede inizialmente una trasferta alla Hohmann, ed una volta che il veicolo sia arrivato all'apogeo, viene fatto il cambio di piano e la circolarizzazione dell'orbita. Come spiegato prima, è più conveniente ruotare il vettore velocità quando il modulo della velocità non è alto, quindi occorre farlo quando il veicolo arriva all'apoapside, e prima della circolarizzazione. Per ottenere la relazione del costo di questa manovra, si applica il teorema di Pitagora al triangolo formato dal vettore velocità  $v_a$  nell'apogeo dell'ellisse di trasferta, e dal vettore  $v_2$  della velocità dell'orbita circolare desiderata. In questo modo si ottiene il costo del secondo impulso:

$$\Delta v_2 = \sqrt{v_a^2 + v_2^2 - 2v_a v_2 \cos \vartheta} \quad (27)$$

dove  $v_a$  e  $v_2$  sono calcolabili con le formule viste in precedenza. Sommandola con il costo del primo impulso, si ha:

$$\Delta v = \sqrt{\mu \left( \frac{2}{r_1} - \frac{1}{a} \right)} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} + \sqrt{v_a^2 + v_2^2 - 2v_a v_2 \cos \vartheta} \quad (28)$$

### 3.5.3 Rendez-vous

Nelle manovre di rendez-vous, si vuole far coincidere i parametri orbitali del veicolo inseguitore, con quelli del detrito. In questa trattazione ci si basa su un caso semplificato, dove le orbite di arrivo e partenza sono entrambi complanari e circolari. Questa è una situazione tipica nelle missioni spaziali, poiché l'inseguitore viene già inserito dal lanciatore, nello stesso piano orbitale del target.

Nell'immagine successiva vengono rappresentate le due orbite circolari, con la trasferta ellittica.

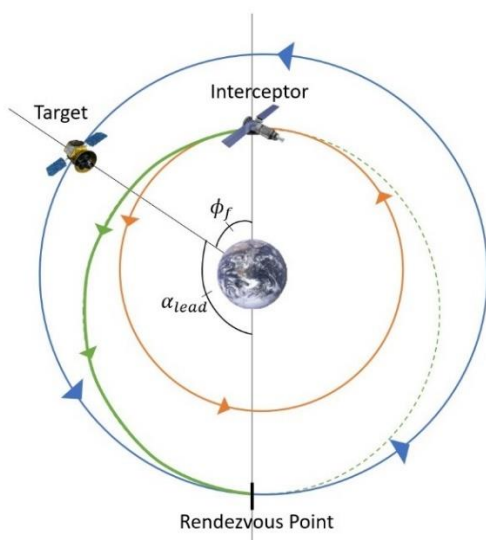


Figura 3.15: schema condizioni ottimali per il rendez-vous

La configurazione illustrata è quella di partenza, dove inseguitore e detrito, hanno angoli di fase diverse. Questa è l'unica condizione ottimale per partire e per poter arrivare all'orbita desiderata, nel momento giusto dove si incontrerà con il detrito. Se si decidesse di partire in un altro momento, lo si potrebbe fare ma con maggiori costi, e con una Hohmann non si raggiungerebbe mai il detrito.

Quindi per poter dare il primo impulso della manovra di Hohmann, se non c'è un angolo  $\phi_f$  tra i due satelliti bisogna attendere un certo tempo, che si ripristini tale configurazione. Tenendo presente che la manovra di Hohmann, provoca una variazione angolare di  $\pi$ , allora  $\phi_f$  può essere così espresso:

$$\phi_f = \pi - \alpha_{lead}$$

Dove l'angolo  $\alpha_{lead}$  può essere calcolato così:  $\alpha_{lead} = \omega_d TOF$ .

Nella formula precedente  $\omega_d$  è la velocità angolare orbitale del detrito, mentre T.O.F è il tempo di volo che l'inseguitore impiega per arrivare sull'orbita del detrito. Il tempo di volo corrisponde al rapporto tra l'angolo della manovra, che è  $180^\circ$ , e la velocità angolare media della trasferta ellittica. Il tempo di volo può essere così scritto:

$$TOF = \pi \sqrt{\frac{a_t^3}{\mu}}$$

La manovra di rendez-vous vista finora è quella di lungo raggio, cioè quando l'intercettore è ancora lontano dal detrito. Purtroppo per via dell'imprecisione dei sensori il veicolo inseguitore non raggiungerà mai esattamente il detrito con una sola Hohmann, ma deve intraprendere delle ulteriori manovre correttive, come la radial-boost per avvicinarsi in modo sicuro al detrito. In pratica in questa manovra viene fornito un impulso radiale che cambia l'argomento del periastro in un'orbita ellittica, o cambia la fase in un'orbita circolare.

### 3.5.4 Calcolo del $\Delta v$ per trasferte detrito-detrito

In questo paragrafo verrà discusso un metodo analitico per stimare il  $\Delta v$  nelle trasferte tra detriti, traendo vantaggio dalla precessione del piano orbitale dovuto all'effetto del  $J_2$ . Ciò permette di passare da un piano all'altro dove giacciono i detriti, risparmiando del combustibile, grazie ad un minore  $\Delta v$ .

La formulazione del  $\Delta v$  che qui vediamo ha una correlazione con il tempo di trasferta, ciò è una caratteristica utile per gli algoritmi di ottimizzazione che prendono in considerazione anche la durata delle trasferte. Naturalmente la condizione migliore per il  $\Delta v$ , è quella dove si aspetta che l'orbita dell'inseguitore si sovrappone a quella dell'obiettivo, senza dare degli impulsi per il cambio di piano, ma solo per far corrispondere il semiasse maggiore e la fase. Il tempo ottimale di attesa dipende dalle derivate del RAAN dei due satelliti, e dai valori di RAAN che hanno nel tempo di inizio trasferta:

$$t_{opt} = \frac{\Omega_k(t=0) - \Omega_{k+1}(t=0) + 2k\pi}{\dot{\Omega}_{k+1} - \dot{\Omega}_k}, \quad (29)$$

dove il pedice  $k+1$ , indica il RAAN del detrito che si vuole raggiungere. Ovviamente si vuole che il tempo di arrivo sia minore di quello ottimale:  $t_{arr} < t_{opt}$ .

Più in generale, se si deve fare un cambio di piano con un innalzamento dell'apogeo, il costo sarà:

$$\Delta v = \sqrt{v_1^2 + v_2^2 - 2v_1v_2 \cos \vartheta}. \quad (30)$$

Si può dimostrare che l'angolo  $\theta$ , può essere così ricavato:

$$\vartheta = \sqrt{(\Delta\Omega \sin i)^2 + \Delta i^2}, \quad (31)$$

La (30) può essere riscritta nel seguente modo:

$$\Delta v = \sqrt{v_1^2 \sin^2 \vartheta + v_1^2 \cos^2 \vartheta - 2v_1v_2 \cos \vartheta + v_2^2}, \quad (32)$$

andando a ridurla in un certo modo si ottiene:

$$\Delta v = \sqrt{v_1^2 \sin^2 \vartheta + (v_1 \cos \vartheta - v_2)^2}; \quad (33)$$

e se la variazione di angolo è contenuta allora la (33) diventa:

$$\Delta v = \sqrt{v_1^2 \vartheta^2 + (v_1 - v_2)^2}. \quad (34)$$

Inserendo la (31) nella (34), abbiamo che:

$$\Delta v = \sqrt{v_1^2 ((\Delta\Omega \sin i)^2 + \Delta i^2) + (v_1 - v_2)^2}. \quad (35)$$

Osservando che il termine  $v_1 - v_2$  è un contributo relativo all'innalzamento dell'apogeo, e gli sono relativi al cambio di inclinazione e RAAN, quest'ultima equazione può essere così espressa:

$$\Delta v = \sqrt{\Delta v_a^2 + \Delta v_i^2 + \Delta v_\Omega^2} \quad (36).$$

Ora si introducono dei parametri, indicati come  $x, y, z$  che servono per tenere conto, rispettivamente della variazione di RAAN, di apogeo e inclinazione. Tali parametri vengono espressi come:

$$x = (\Omega_{k+1}(t_{k+1}) - \Omega_k(t_k)) \sin i_0 \nu_0 \quad y = \frac{a_{k+1} - a_k}{2a_0} \nu_0 \quad z = (i_{k+1} - i_k) \nu_0, \text{ dove}$$

$$i_0 = \frac{i_{k+1} + i_0}{2} \quad a_0 = \frac{a_{k+1} + a_k}{2} \quad \nu_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a_0}}.$$

Una possibilità che può essere conveniente, è quella di dare un impulso nel punto A di partenza e un impulso nel punto B di arrivo. La relazione (36) rimane sempre la stessa per



entrambi gli impulsi come forma, ma introducendo i parametri visti prima, tale relazione diventa:

$$\Delta v = \sqrt{(s_x x)^2 + (s_y y)^2 + (s_z z)^2}, \quad (38)$$

con  $s_x, s_y, s_z$ , le frazioni della variazione dei tre parametri orbitali in questione.

Bisogna prendere in considerazione che se si aumenta il semiasse maggiore dell'orbita, per l'espressione (15) si da un contributo alla variazione del RAAN, quindi nella formula del costo del secondo impulso bisogna tenerne conto, attraverso i parametri  $x$  e  $z$ , introducendo una variazione di  $x$ :

$$\Delta x = -m s_y y - n s_z z,$$

con  $m = (7\dot{\Omega}_0) \sin i_0 t$  e  $n = (\dot{\Omega}_0 \tan i_0) \sin i_0 t$ .  $\dot{\Omega}_0$  è il RAAN medio tra quello dell'inseguitore e del detrito da raggiungere; da notare che  $m$  e  $n$  hanno la dipendenza del tempo.

Come è già stato detto, in generale la trasferta può venire fatta con due impulsi, quindi il costo totale è:

$$\Delta v_{tot} = \Delta v_A + \Delta v_B, \quad (39)$$

riprendendo l'equazione (38), aggiungendo il  $\Delta x$ , e considerando che la variazione dei tre parametri orbitali è già compiuta parzialmente nel primo impulso, allora il costo totale è:

$$\begin{aligned} \Delta v_{tot} = & \sqrt{(s_x x)^2 + (s_y y)^2 + (s_z z)^2} \\ & + \sqrt{(x - s_x x - \Delta x)^2 + (y - s_y y)^2 + (z - s_z z)^2}. \quad (40) \end{aligned}$$

I termini  $s_x x, s_y y, s_z z$  vengono così espressi:

$$s_x x = \frac{2x + my + nz}{(4 + 2m^2 + 2n^2)}, \quad s_y y = -\frac{2mx - (4 + n^2)y + mnz}{(8 + 2m^2 + 2n^2)}, \quad s_z z = -\frac{2nx + mny - (4 + m^2)z}{(8 + 2m^2 + 2n^2)}$$

In certi casi potrebbe convenire dare un solo impulso, o nel punto iniziale, o nel punto finale, in questi casi i costi sono:

$$\Delta v_i = \sqrt{(x_0)^2 + y^2 + z^2} \quad \Delta v_f = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$$

## Capitolo 4

# 4 Metodi evolutivisti per l'ottimizzazione delle sequenze

I metodi evolutivisti sono algoritmi basati su un'euristica che generano delle soluzioni in maniera casuale ad ogni iterazione. Tramite l'euristica selezionano le soluzioni migliori. Molti degli algoritmi evolutivisti, che vengono utilizzati nel campo ingegneristico sono ispirati ai comportamenti naturali degli animali, e alla biologia, possedendo le stesse logiche.

Questa tipologia di metodi, a differenza dei metodi numerici, è ben adattabile a problemi che sono discontinui, altamente non-lineari, con una dipendenza dal tempo e per casi con un elevato grado di complessità. Il problema di questi metodi è che spesso trovano un ottimo locale e non un ottimo globale, ma che sempre rispetta i criteri di scelta stabiliti dal problema; inoltre può succedere che non arrivino mai ad una soluzione che possa essere considerata buona, oppure potrebbero trovarla dopo tante iterazioni, richiedendo troppo tempo, specie quando il problema ha molte variabili.

In questo capitolo verranno presentati due tipi di metodi evolutivisti: l'ACO e il genetico. L'ACO, il quale verrà utilizzato nell'analisi del capitolo successivo, si basa sulla cooperazione di più agenti (cioè le formiche) per arrivare al risultato; mentre il genetico è basato sull'accoppiamento dei geni di due individue e sulla selezione naturale, affermata dalla teoria darwiniana.

### 4.1 Ant Colony Optimization algorithm

L'aco (algoritmo delle colonie di formiche) è un algoritmo euristico basato sul comportamento naturale delle formiche, nel trovare un percorso possibilmente breve, per andare dal nido alla fonte di cibo e viceversa; senza avere nessuna percezione visiva della distanza nido-cibo. In pratica la ricerca del sentiero migliore, che collega nido e cibo, è frutto del comportamento collettivo caratterizzato inizialmente da scelte caotiche, e anche dallo scambio di informazioni tramite una sostanza rilasciata dalle formiche sul sentiero: il feromone. Per meglio comprendere questo meccanismo collettivo ci si rifà allo schema mostrato nella seguente figura.

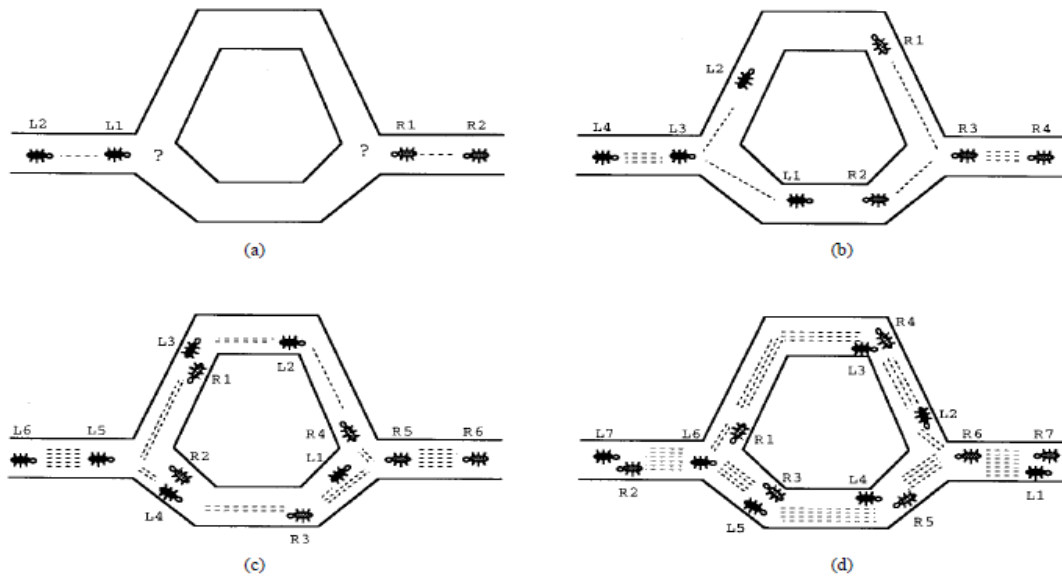


Fig 4.1: schematizzazione del comportamento delle formiche

In (a) le formiche che provengono da sinistra e da destra sono indecise nello scegliere il percorso, non riuscendo a sapere quale dei due percorsi è il più breve; allora ogni formica sceglie uno dei due sentieri casualmente, come mostrato in (b). Mentre le formiche camminano, depositano il feromone sul loro tragitto, indicato nella figura dalle linee tratteggiate, e supponendo che la loro velocità rimanga costante, si accumulerà più feromone nel tratto più breve, da come si può vedere in (c); cosicché le formiche successive percepiranno maggiormente il feromone nel sentiero in basso e allora sceglieranno questo, e alla fine il sentiero sottostante si rinforzerà perché sarà scelto sempre da più formiche. Questo è un po' l'idea alla base dell'ACO, anche se la sua schematizzazione in matematica combinatoria è leggermente differente, ed è basata sulla rappresentazione dei grafi, dove gli archi rappresentano i sentieri e i nodi gli incroci. A formalizzare questo fenomeno in un problema matematico di ottimizzazione combinatoria furono Dorigo e i suoi collaboratori, per la ricerca ottimale dei percorsi brevi nei grafi. In pratica, loro implementarono l'Ant System, l'algoritmo originario dell'ACO, che aveva come obiettivo quello di risolvere il problema del Travelling Salesman Problem, che si pone l'obiettivo di trovare una strada breve, per fare un viaggio tra diverse città. In questa implementazione, le città vengono rappresentati dai nodi dei grafi, mentre le distanze tra di esse sono gli archi. In pratica, l'ACO si tratta di un processo iterativo, dove ci sono delle formiche artificiali che costruiscono delle soluzioni passando da una città all'altra (o di detriti come nello studio che verrà effettuato in questa trattazione). Ogni città viene scelta secondo una regola stocastica, definita in base alla quantità di feromone depositato sul tratto, che va dalla città  $i$  dove è già arrivata la formica, e la città  $j$  dove arriverà. Ovviamente la città  $j$  non dovrà essere una città già visitata, come detto in precedenza, e ciò costituisce un vincolo del problema combinatorio. La regola stocastica viene chiamata regola casuale di transizione proporzionale, ed è matematicamente così definita:

$$p_{ij}^k = \begin{cases} \frac{\tau_{il}^\alpha \eta_{il}^\beta}{\sum_{c_{ij} \in N(s^p)} \tau_{il}^\alpha \eta_{il}^\beta} & \text{se } c_{ij} \in N(s^p) \\ 0 & \text{altrimenti} \end{cases}$$

dove  $p_{ij}^k$  è la probabilità che la città  $j$  sia scelta dalla formica  $k$  che si trova nella città  $i$ , la  $c$  indica il percorso che collega entrambi le città ed  $N(s^p)$  è l'insieme dei possibili spostamenti che comprende solo le città  $l$  non ancora visitate. Le variabili  $\tau$  e  $\eta$  sono rispettivamente la quantità di feromone che giace sul percorso,  $\eta$  è un'informazione euristica inversamente proporzionale alla distanza:  $\eta_{ij} = \frac{1}{d_{ij}}$ . Queste variabili sono pesate dagli esponenti  $\alpha$  e  $\beta$ , valori che vengono scelti in base all'importanza relativa tra le variabili  $\tau$  e  $\eta$ . Alla fine di ogni iterata, ogni formica deposita una quantità di feromone descritta dalla relazione:

$$\Delta\tau_{ij}^k = \begin{cases} \frac{Q}{L_k} & \text{se } k \text{ è passata sull'arco } ij \\ 0 & \text{altrimenti} \end{cases}$$

Nella formula,  $Q$  è un parametro costante, mentre  $L_k$  è la distanza totale percorsa dalla formica  $k$ . Alla fine di ogni iterata, la quantità di feromone associata ad un determinato arco delimitato da  $i$  e  $j$ , considerando il fatto che il feromone evapora, è dato da:

$$\tau_{ij} = (1 - \rho)\tau_{ij} + \sum_{k=1}^m \Delta\tau_{ij}^k$$

dove  $m$  è il numero di formiche artificiali,  $\rho$  è il coefficiente di evaporazione.

Queste relazioni sono relative alla variante dell'ACO denominata Ant System o sistema di formiche, mentre per le altre varianti come il MMAS (Max Min Ant System) e l'ACS (Ant Colony System), l'idea di base del comportamento naturale delle formiche è lo stesso, ma cambiano le regole di aggiornamento del feromone. Nel MMAS solo la migliore formica che ha compiuto il miglior percorso aggiorna i sentieri con il feromone, e la quantità stessa è soggetta a dei limiti. Per questo tipo di ACO l'aggiornamento del feromone è descritto da:

$$\tau_{ij} = [(1 - \rho)\tau_{ij} + \Delta\tau_{ij}^{best}]_{\tau_{min}}^{\tau_{max}}$$

dove la quantità depositata dalla migliore formica è:

$$\Delta\tau_{ij}^{best} = \begin{cases} \frac{1}{L_{best}} & \text{se } (i, j) \text{ appartengono al miglior percorso} \\ 0 & \text{altrimenti} \end{cases}$$

L'operatore con le parentesi quadre che compare nella relazione del feromone aggiornato, è così definito:

$$[x]_b^a = \begin{cases} a & \text{se } x > a \\ b & \text{se } x < b \\ x & \text{altrimenti} \end{cases}$$

quindi se  $\tau_{ij}$  è compreso tra due limiti  $\tau_{\max}$  e  $\tau_{\min}$ , il valore è quello che c'è all'interno della parentesi quadra, mentre se  $\tau_{ij}$  è oltre,  $x$  è uguale  $\tau_{\max}$ , viceversa se è minore di  $b$ .

Per l'Ant Colony System viene usato l'aggiornamento locale del feromone, che viene eseguito da tutte le formiche alla fine di ogni step di costruzione, oltre a quello globale eseguito alla fine dell'iterazione. La regola dell'aggiornamento locale è così descritta:

$$\tau_{ij} = (1 - \varphi)\tau_{ij} + \varphi\tau_0$$

dove  $\varphi \in (0,1]$ , e rappresenta il coefficiente di decadimento del feromone, mentre  $\tau_0$  è il valore iniziale di feromone. Grazie all'aggiornamento locale, è possibile ottenere soluzioni diversificate, permettendo di ampliare la ricerca durante le iterazioni; infatti riducendo il feromone tramite il coefficiente  $\varphi$  si incoraggia le formiche successive di intraprendere altri archi così da ottenere soluzioni più diversificate.

L'ACO è un algoritmo che ha diverse applicazioni nel campo scientifico e tecnologico: ad esempio nelle reti delle telecomunicazioni, dove si hanno obiettivi di riduzione dei costi dei collegamenti, in molti problemi informatici di matematica combinatoria come nei problemi dinamici, e anche in campo biologico, in particolare nello studio dello smistamento delle proteine. Altra applicazione, dove ci si focalizzerà in questa trattazione, è l'ottimizzazione di una traiettoria composta da un certo numero di detriti orbitali, con l'obiettivo di ridurre i costi di missione in termini di  $\Delta V$ . In questo caso, ritornando alla rappresentazione con i grafi, i vertici non sono altro che i detriti, invece, gli archi che collegano i detriti sono caratterizzati da un certo  $\Delta V$ . Le formiche dovranno trovare una sequenza di detriti, che dal punto di vista del costo, sia ottimale.

## 4.2 Algoritmi genetici

Questi algoritmi sono basati sulla trasmissione ereditari che avviene tra genitori e figli, e sul concetto della selezione naturale, secondo cui, solo l'individuo che sopravvive alle sfide dell'ambiente potrà accoppiarsi per poter dare vita a nuovi geni.

La prima cosa che fa un algoritmo genetico è quello di creare degli individui casualmente, che non sono altro che delle possibili soluzioni al problema, non ancora di certo ottimali. L'insieme di questi individui, costituiscono l'intera popolazione, inoltre tali individui vengono definiti anche come cromosomi. Ogni cromosoma possiede dei geni, sempre più di uno che verranno trasmessi alle generazioni successive. Invece l'insieme di tutte le soluzioni generate, viene definito spazio di ricerca. Da notare, che nel caso degli algoritmi genetici, viene fatta un'analisi delle soluzioni con uno spazio di ricerca più ristretto, rispetto a quello di un algoritmo brute force, dove invece viene studiata ogni possibile soluzione. Quindi, gli algoritmi genetici, rispetto a quelli brute force hanno tempi di esecuzione minori ed un costo computazionale inferiori, proprio perché esplorano uno spazio più ristretto. In realtà gli individui, non sono altro che dei vettori codificati con dei caratteri alfanumerici, o dei bit, e ognuno di questi caratteri o bit, sono un gene dell'individuo.

Prima di iniziare con l'accoppiamento degli individui, ad ogni cromosoma viene eseguita una valutazione di idoneità, tramite una funzione matematica di fitness che gli assegna un

punteggio. Più un individuo sarà adatto alle condizioni ambientali, ovvero quanto soddisfa i criteri di ottimizzazione, più riceverà punti. I cromosomi con un punteggio maggiore, avranno maggiori probabilità di essere accoppiati con gli altri individui. Tutti quei fenotipi che hanno avuto una valutazione negativa dalla funzione di fitness, moriranno insieme alle generazioni vecchie, senza mai accoppiarsi.

Una volta che ad ogni individuo è stato assegnato un certo valore dalla funzione di fitness, viene selezionati, per poi essere incrociati. Esistono diversi tipi di valutazione dei cromosomi, qui di seguito ne vengono elencati alcuni con le loro caratteristiche:

- Il Roulette Wheel Selection, dove ogni fenotipo, viene raffigurato in un diagramma a torta (la ruota), e più un individuo ha un valore alto dato alla funzione, più la fetta sulla ruota è grande; tale ruota viene messa in rotazione, e compie tanti giri quanto sono gli individui della generazione che si vuole creare, quindi in ogni giro ne verrà selezionato uno. Tuttavia non è il miglior metodo in assoluto, perché non garantisce sempre di individuare i migliori
- La Rank Selection, un metodo di selezione che esegue la classificazione secondo una graduatoria, posizionando il migliore di una certa generazione in cima alla lista, mentre il peggiore viene posizionato nell' $N$ -esimo posto, dove  $N$  è il numero di individui nella popolazione. Con questa tecnica di selezione, la probabilità di essere scelti per l'accoppiamento, dipende dalla posizione della graduatoria, e potrebbero venire accoppiati, ma con differente probabilità. In questo modo si ottiene un maggiore diversità tra gli individui nelle successive generazioni.
- Tournament selection, dove la selezione avviene tramite un torneo tra un certo numero di individui scelti a caso, e vince chi ha il grado di fitness più alto. Ogni individuo ha una certa probabilità di partecipazione a seconda del valore di fitness che gli è stato attribuito, e il numero di individui che partecipano alla selezione è regolato dalla pressione di selezione, ad esempio se un fenotipo debole prende parte alla gara, allora gli altri partecipanti che entreranno saranno migliori. Il torneo verrà iterato finché non si sarà riempita la mating pool.
- Stochastic Universal Sampling, simile alla Roulette Wheel Selection, questa tecnica si basa su un certo numero  $n$  di puntatori, uguale al numero di individui che si deve scegliere. Questi puntatori sono collocati su una linea dove sono equi distanziati  $1/n$  tra di loro, e il primo puntatore si posiziona in corrispondenza del numero scelto casualmente, e conseguentemente tutti gli altri puntatori si muovono, permettendo così di selezionare tutti gli  $n$  individui in una sola volta; i fenotipi più deboli non sono del tutto esclusi.
- La Selezione di Boltzmann è correlata con la tempra, quel processo metallurgico che consiste nello scaldare un pezzo ad una certa temperatura, per poi lasciarlo raffreddare lentamente. In questo processo di selezione, la temperatura del calore o del metallo, la si abbina con la pressione di selezione, che viene mantenuta bassa, in modo da poter selezionare il più possibile un numero di individui diversi tra di loro, ma viene aumentata di volta in volta fino alla conclusione. Siano,  $f_m$  il valore di fitness del cromosoma migliore trovato finora, e  $f_x$  quello del prossimo; questi due valori vengono confrontati, e se  $f_x > f_m$ , allora  $f_m$  viene sostituito, altrimenti il fenotipo

$x$  può essere selezionato con una probabilità pari a  $T=T_0(1-\alpha)^k$ , detta probabilità di Boltzmann,  $T_0$  è un parametro che varia da 5 a 500,  $\alpha$  tra 0 e 1, e  $k=(1+100xg/G)$ , dove  $g$  e  $G$ , sono rispettivamente il numero della generazione, ed il numero totale di generazioni. Questa tecnica permette di arrivare all'ottimo globale della generazione.

- Selezione a Troncamento, in questa tecnica vengono solo selezionati gli individui che superano una certa soglia di valore di fitness, che andranno inseriti nella mating pool, mentre quelli che hanno un valore inferiore a quella soglia vengono scartati. Nel caso in cui il numero di individui selezionati, non sia uguale a quello della popolazione, vengono create delle copie degli individui prescelti, così da eguagliare il numero della popolazione. Si presta essere un metodo semplice, anche da implementare
- Elitismo, con questa metodologia di selezione si permette di preservare le caratteristiche degli individui migliori nelle successive generazioni, evitando che l'accoppiamento e le mutazioni, alterino la bontà delle generazioni future.

C'è da notare, che in quasi tutti questi metodi selettivi, possono venire inclusi dei cromosomi che non sono proprio buoni, questo serve a garantire della diversità genetica, in modo da non far convergere l'algoritmo prematuramente.

Per creare nuove generazioni si esegue il crossover, ovvero l'incrocio dei geni dei due genitori; a seguire viene riportata una schematizzazione dell'incrocio di due fenotipi

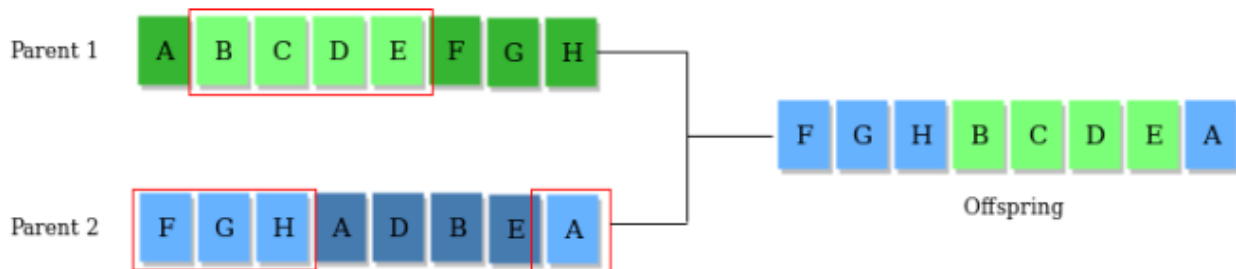


Figura 4.2: rappresentazione dell'accoppiamento tra due fenotipi, con la prole generata.

Come si vede nel vettore della prole, ci sono quattro caratteri azzurri che appartengono al genitore 2 e altri quattro verdi, che sono presenti nel parente. Tuttavia, non sempre le proli hanno un numero di geni ereditati dai genitori uguale; in certi casi il figlio ha più geni del parente uno che dal parente 2, e non è detto che la sequenza dei caratteri della prole sia sempre ordinata nel modo illustrato nella figura 4.2. In fatti per il crossover degli individui esistono diversi modi, elencati qui di seguito:

- Crossover in un punto singolo, dove i vettori dei genitori vengono tagliati in un punto solo scelto a caso, dividendoli in testa e coda, e queste parti vengono ricombinate per generare i figli; questa metodica ha la caratteristica di essere la più semplice tra quelle qui presentate.
- Crossover in due punti, i vettori cromosomi vengono tagliati in due punti diversi, permettendo di avere maggiori combinazioni di vettori e quindi più figli, quindi con questa tecnica si può esplorare di più lo spazio delle soluzioni, ma un suo difetto è che i cromosomi possano diventare corrotti.

- Multi-point Crossover, il taglio viene effettuato in più di due punti, con numero pari o dispari. Se il numero di tagli è elevato si rischia di compromettere i fenotipi, ma ciò evita anche che si possano perdere delle buone informazioni.
- Crossover uniforme, in questa metodologia la prole non viene ottenuta tramite la divisione dei genitori, ma attraverso la copiatura di geni da uno dei due genitori, seguendo una crossover mask, che non è altro un vettore binario. Quando nella crossover mask, appare il codice, viene copiato nel figlio il gene dal genitore uno, mentre quando nella crossover mask, appare lo zero, allora il gene viene preso dal secondo genitore. La crossover mask viene generata per ogni coppia di fenotipi, così da garantire un buon mescolamento.
- Three Parent Crossover, metodo che considera ben tre genitori, utili e comoda quando si ha una codifica binaria, essa prevede che se i primi due genitori hanno geni identici, allora al figlio viene trasmesso questo gene, se invece i geni dei due genitori sono differenti, allora viene ereditato al figlio il gene del terzo genitore.
- Shuffle Crossover, che suddivide il vettore cromosoma come nella Single Point Crossover, ma qui la testa e la coda vengono mescolati in modo casuale per far sì che non ci sia l'influenza della posizione dei geni nei parenti.
- Ordered Crossover, i genitori vengono suddivisi in due punti, quindi in tre parti: una di destra, una di sinistra e l'altra mediana. Le parti di sinistra e destra vengono scelte casualmente da uno dei due genitori, mentre quella in mezzo vengono inseriti i geni del genitore di cui non sono state copiate informazioni, nell'ordine così come compaiono in quel genitore.

Dopo aver ricombinato i vettori di fenotipi, viene eseguita la mutazione, ovvero il cambio di un gene nelle soluzioni figlie. La mutazione ha l'obiettivo di garantire una certa diversità genetica all'interno della popolazione, per poter prevenire il blocco dell'algoritmo su un ottimo locale. Oltre a queste peculiarità, la mutazione ha anche la possibilità di recuperare del materiale genetico buono andato perduto, nei processi di accoppiamento. Anche per la mutazione esistono tre modi differenti per eseguirla come:

- Il flipping, utile nella codifica binaria, converte il gene con il suo opposto, ovvero quando c'è l'1 lo si sostituisce con lo zero, viceversa quando c'è lo zero;
- l'interchanging, che modifica casualmente solo due geni nella stringa con il suo opposto;
- il Reversing, dove viene scelto casualmente un bit, e gli altri bit che sono successivi a quello scelto vengono sostituiti con il loro opposto.

Una volta eseguita la mutazione per terminare l'iterata si fa la sostituzione degli individui vecchi con quelli nuovi, per non far crescere di troppo la popolazione, in tre possibili modi:

- ✓ il Random Replacement che prevede la sostituzione di individui a caso nella popolazione, ma ciò comporta anche il rischio della comparsa di fenotipi deboli internamente alla popolazione;
- ✓ il Weak Parent Replacement, che rimpiazza un genitore debole con il figlio più forte, ciò consente di migliorare il valore di fitness nella popolazione;



- ✓ Both Parents, che consente a tutti gli individui di riprodursi una sola volta.

In un contesto in cui si debba ottimizzare una sequenza di detrito, si può immaginare i cromosomi come delle possibili sequenze di detriti, e ogni gene rappresenta la trasferta con il corrispettivo  $\Delta v$  calcolato con il metodo visto nel capitolo precedente. L'obiettivo di ogni ottimizzatore di traiettorie è quello di trovare la sequenza con il più basso  $\Delta v$  possibile; quindi l'algoritmo genetico dovrà generare e ricercare tra gli individui presenti, una combinazione di trasferte che rispetti i criteri di costo impostati dal problema. La situazione si fa ancora più complessa se consideriamo anche i tempi variabili delle trasferte, quindi in questo caso si avranno geni con stesso  $\Delta v$ , ma che avranno durate di trasferte diversi. Un algoritmo genetico, continua a processare finché non gli sia stato imposto un numero massimo di iterate, oppure quando la differenza tra le generazioni si fa più sottile.

Gli algoritmi genetici, sono un metodo robusto che però presentano alcuni difetti, come quella di cadere in un ottimo locale, non poi così buono. A volte non si adattano bene al problema, specie se esso è molto complesso. Inoltre gli algoritmi genetici non sono in grado di trattare problemi dove la funzione di fitness, consente soltanto due possibili valutazioni come giusto o sbagliato, perché potrebbero non convergere.

Parlando di efficienza, potrebbero non essere la strategia migliore, e si potrebbe prendere in considerazione alternative come ACO, oppure lo Swarm Particle Optimization. Nonostante, questi svantaggi, ricordiamo che gli algoritmi genetici sono basati su un'idea semplice, quella della Selezione Naturale, permettendo così anche dei metodi facili da implementare.

### 4.3 Swarm Particle Optimization Method

Questo algoritmo di ottimizzazione, si basa sul comportamento naturale degli stormi di uccelli o dei banchi di pesce, similmente a come viene nell'ACO ci sono degli agenti che collaborano per ottenere una soluzione. Diversamente dall'ACO, nel PSO si simula la capacità di trovare caoticamente del cibo (ovvero di trovare la soluzione) dello sciame (swarm), con il comportamento caotico di questi animali. In uno stormo di uccelli, se uno di essi percepisce la presenza di un pesce o di qualche altra preda, inizia a dirigersi verso la direzione della preda, e i suoi vicini che gli volano accanto iniziano a seguirli; questa è la fenomenologia su cui si fa riferimento in questo tipo di algoritmo. Nell'ottimizzazione computazionale, gli animali vengono modellizzati come delle particelle, che sono libere di muoversi nello spazio di ricerca delle soluzioni.

La PSO, è una metodica metaeuristica, che quindi non si fanno nessuna ipotesi o assunzioni, nell'applicazione, e non si può mai dimostrare che il minimo trovato sia globale, anche se spesso, questi algoritmi trovano un valore molto vicino a quello globale.

Nell'implementazione, si utilizza sempre una funzione vettoriale  $f: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$ , quindi una funzione  $f(X)$ , dove  $X$  rappresenta le coordinate in ogni punto nello spazio di ricerca. In questo tipo di problema, non serve calcolare il gradiente per trovare il minimo, ma per localizzare il minimo si sfrutta la direzione del movimento che hanno le particelle, dettata

da una formula. Inizialmente, vengono distribuite caoticamente le particelle nello spazio, poi per ogni iterazione, si aggiorna la posizione nel seguente modo:

$$X^i(t + 1) = X^i(t) + V^i(t + 1),$$

dove X denota la posizione dell'i-esima particella, a sua volta tale relazione può essere scomposta come:

$$x^i(t + 1) = x^i(t) + v_x^i(t + 1)$$

$$y^i(t + 1) = y^i(t) + v_y^i(t + 1)$$

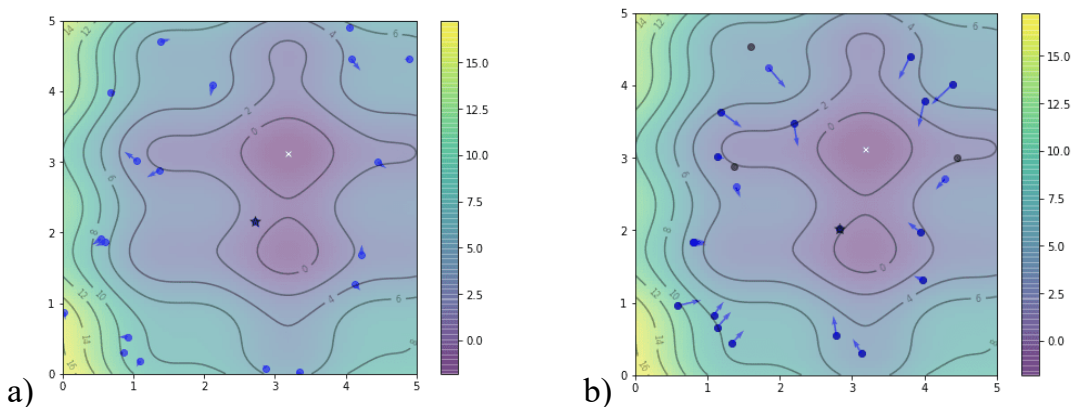
se si ha a che fare con uno spazio bi-dimensionale. L'espressione della velocità è la seguente:

$$V^i(t + 1) = wV^i(t) + c_1r_1(pb\text{best}^i - X^i(t)) + c_2r_2(g\text{best} - X^i(t)),$$

con  $r_1$  e  $r_2$ , dei numeri randomici che variano tra 0 e 1, mentre  $w$ ,  $c_1$  e  $c_2$  sono parametri del PSO.  $Pbest^i$  è la posizione che da il migliore valore di  $f(X)$  finora esplorato dalla particella  $i$ ;  $gbest$  invece è quella esplorata da tutte le particelle.

Il coefficiente  $w$  viene chiamato anche parametro di inerzia, ed è un indice di quanto una particella tende a non cambiare la velocità. I parametri  $c_1$  e  $c_2$  vengono definiti come parametri cognitivi, e sono dei parametri regolatori del controllo del peso di quanto raffinare il risultato trovato dalla particella e riconoscere il risultato di ricerca dello sciame complessivo.

Qui di seguito viene riportata una successione di immagine di alcune iterazioni, di un codice Python, per trovare la soluzione in uno spazio bi-dimensionale.



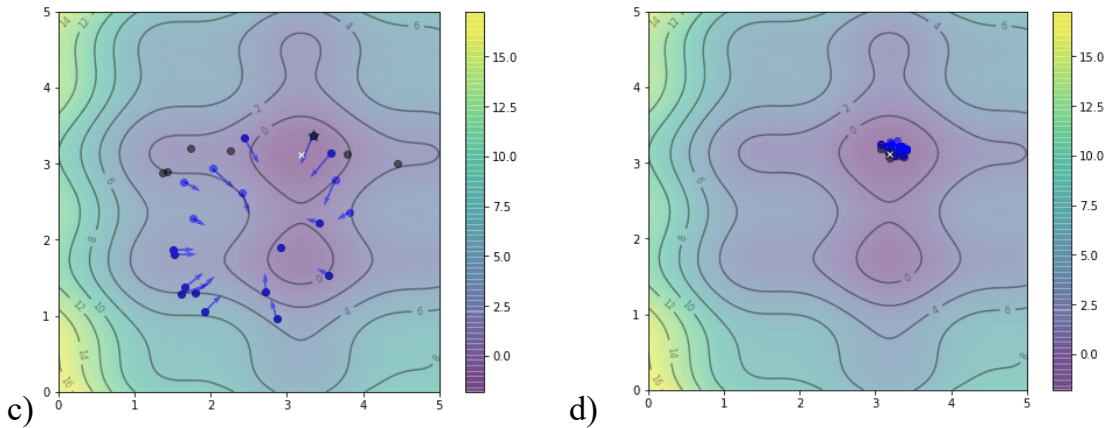


Figura 4.3: raffigurazione della posizione delle particelle in 4 delle venti iterazioni del codice.

Nell'immagine 4.3 a) si hanno le diverse particelle sparse un po' ovunque, nello spazio bi-dimensionale, e si vede anche una crocetta bianca, che sarebbe il minimo della funzione, ovvero la soluzione che si vuole cercare. Tra tutte le particelle in blu nell'immagine, ce n'è una con una stellina blu, che indica la miglior posizione occupata da una delle particelle dello sciame. Dopo alcune iterazioni, come mostrato nella b), le particelle hanno dei vettori velocità meno caotici, che puntano in una direzione verso la regione viola dove ci sono i valori più bassi di  $f$ ; si può anche notare come  $g_{best}$  sia stata aggiornata. Continuando con altre iterazioni, le particelle si dispongono sempre di più attorno alla regione viola, e si nota anche nella c) che la  $g_{best}$  si è avvicinata al minimo globale. Nell'ultima immagine la d), ovvero la ventesima iterazione, tutte le particelle si sono accavallate attorno alla crocetta bianca, e la  $g_{best}$  è quasi coincidente con la posizione del minimo globale.

Non sempre la PMO, trova il minimo globale, ma per una funzione che abbia molti minimi locali, si può pensare di utilizzare la Multiple Particle Optimization, dove le particelle sono suddivise in gruppi, collocati in diverse regioni dello spazio di ricerca, così una volta che il processo è terminato si guarda la posizione della  $g_{best}$ , per stabilire la soluzione interessata. Ciò serve anche ad evitare una convergenza prematura, verso una soluzione poco ottima.

## Capitolo 5

### 5 Analisi con Aco

In questo capitolo verranno valutate le capacità dell'Aco di ordinare i detriti in una sequenza ottimale, sotto l'aspetto dei costi, rifacendosi ad una soluzione del NASA Jpl ottenuta al Global Trajectory Optimization Challenge 9 (GTOC9), una competizione che aveva come obiettivo quella di trovare una suddivisione ottimale di una campagna di missioni, e delle traiettorie delineate da detriti spaziali in sequenza, in maniera da avere un costo possibilmente basso.

#### 5.1 GTOC9

Il GTOC9 è stata una competizione svoltasi nel 2017, che si poneva di ricercare delle traiettorie ottimizzate, per effettuare delle missioni che andassero a rimuovere un numero di 123 detriti spaziali dall'orbita geosincrona. La competizione si basa su uno scenario ambientato in futuro, nell'anno 2066 dove i detriti spaziali sono cresciuti a dismisura, tale che se si innescasse una sindrome di Kessler, non ci sarebbe più la possibilità di effettuare delle missioni spaziali, per via dell'alto pericolo di collisioni. L'obiettivo principe della competizione era quello di minimizzare il costo totale del programma spaziale di rimozione dei detriti orbitali, tramite un indice: il funzionale di costo J, così definito:

$$J = \sum_{i=1}^n C_i = \sum_{i=1}^n [c_i + \alpha(m_{0i} - m_{dry})^2]$$

dove  $C_i$  è il costo totale dell' $i$ -esima missione,  $c_i$  il costo base della missione, che cresce linearmente durante il tempo in cui si svolge la competizione,  $\alpha$  una costante proporzionale,  $m_{0i}$  la massa iniziale del veicolo (massa del propellente compreso),  $m_{dry}$  la massa a vuoto senza propellente e del kit per deorbitare. Osservando la relazione del funzionale, si potrebbe pensare che con un numero di inferiore di missioni, il funzionale diminuirebbe, ma si deve tenere conto che si andrebbe incontro ad un aumento eccessivo di  $m_{0i}$ , che stando all'interno della parentesi elevata al quadrato farebbe aumentare di molto il contributo della missione al funzionale J, ed ogni missione, dovrebbe portarsi dietro un numero di pacchetti per la deorbitazione, e inoltre ci sarebbe una massa di propellente elevata, una quantità anch'essa compresa in  $m_{0i}$ . Alla fine si tratta di trovare un compromesso tra numero di missioni e costo e peso dei veicoli, per ottenere il minimo del funzionale. Per fare questo, bisogna cercare, una soluzione tale che la somma dei  $\Delta V$  abbia un valore minimo. Per la ricerca della soluzione migliore, il GTOC9 aveva fissato dei vincoli operazionali, ai quali ci si baserà per fare l'analisi con l'ACO. Tali vincoli sono:

- il tempo complessivo tra i rendez-vous di due detriti consecutivi (della stessa missione), non deve superare i 30 giorni;

- le missioni per la rimozione di detriti non devono avvenire in parallelo, e il tempo che intercorre tra di loro deve essere almeno di 30 giorni;
- tutti gli eventi delle missioni, che siano partenze, arrivi e manovre, devono avvenire all'interno di una precisa finestra temporale compresa tra 23467 e 26419 MJD2000, che corrisponde a 8 anni;
- la periapside dell'orbita osculatrice non deve essere inferiore di 6600 km, condizione che può soltanto essere verificata una volta arrivati al detrito.

Anche ai veicoli che svolgeranno le missioni sono stati imposti dei limiti, e prevedono che  $m_{dry}$  sia di 2000 kg, mentre la massa dei singoli pacchetti del kit per la deorbitazione sia di 30 kg, e la massa di propellente non superi i 5000 kg.

### 5.1.1 Analisi preliminare

Prima che venisse effettuata la challenge tra i partecipanti, gli organizzatori hanno svolto un'analisi preliminare, con lo scopo di osservare quale fosse lo spazio delle soluzioni, introducendo delle semplificazioni anche forti. In particolare, sono state trascurate le masse nella parentesi tonda dell'espressione del funzionale di costo, si ha espanso la finestra temporale, e si ha anche assunto il costo base costante durante il tempo della competizione; alla fine il funzionale di costo, è diventato proporzionale ad un numero  $n$  ( $J=n$ ). Avendo a che fare con un certo numero di detriti, con i quali si possono creare diverse combinazioni di insiemi di possibili missioni, un approccio da seguire è quello del Set Cover Problem. In questo problema, è dato un universo ( $U$ ) di elementi, che in questo caso sarebbero i 123 detriti, e una collezione di insiemi ( $S$ ), ovvero gli insiemi di possibili missioni, costituite dai detriti che vanno rimossi. L'obiettivo è quello di trovare una sottofamiglia di insiemi ( $C$ ) che copra tutto l'universo, e che abbia la più piccola dimensione  $k$ , che sarebbe il numero  $n$ . C'è da tenere presente che i detriti possono essere rimossi soltanto una volta, quindi non è accettabile che ci possa essere uno stesso detrito in più di un insieme della sotto-famiglia ( $C$ ), perciò si tratta di risolvere un Set Cover Problem disgiunto, ovvero dove vengono introdotte delle disuguaglianze, definite come Integer Linear Programming. Per via della NP-difficoltà (livello o grado di difficoltà di un problema combinatorio) del Set covering problem e dell'ILP, i costi computazionali di questo algoritmo applicato a questo caso, rimangono piuttosto alti, e anche un approccio brute-force non sarebbe stato di aiuto per questo tipo di ricerca. In queste condizioni, per la complessità e la dimensione, si è davanti all'impossibilità nella risolubilità del problema. Allora sono stati introdotti dei limiti sull'insieme delle possibili missioni, oltre a quelli già introdotti in precedenza (ad es. le missioni non devono sovrapporsi, uno stesso detrito non può essere rimosso più di una volta). In particolare si è deciso che:

- $S$  deve essere piccolo, in modo che l'ILP converga velocemente, ma anche abbastanza grande in modo da permettere di trovare delle soluzioni buone;
- le dimensioni dei sottoinsiemi di  $S$  devono essere il più grande possibile, visto che si vuole un funzionale di costo  $J$  basso, per poter rimuovere più detriti con poche missioni;

- S deve contenere delle missioni con pochi detriti, per ridurre la probabilità che le missioni si sovrappongano.

Questi vincoli entrano in conflitto tra di loro, e la ricerca della soluzione rimane sempre piuttosto complicata, allora si ha pensato di prendere in considerazione la possibilità dell'utilizzo dell'algoritmo Beam Search (BS), per risolvere il problema semplificato. Il BS è un algoritmo di ricerca di tipo euristico ad albero, che valuta un grafo (secondo delle euristiche) espandendolo dal nodo migliore, in un insieme limitato, chiamato appunto 'beam search'. Questo algoritmo ha la capacità di esplorare ampi spazi di ricerca creati da decisioni combinatorie, esaltando le soluzioni parziali più promettenti. Nella ricerca si pone un limite a questi spazi, ovvero definendo un beam width (bw), cosicché l'algoritmo tiene le soluzioni buone entro quel bw, e scarta quelle meno buone che non rientrano nel bw. Se, ad esempio, si impostasse un bw=1, che si tratta di una ricerca avida, solo a partire dall'unica soluzione ottimale di quella generazione si estenderebbero altri nodi; se invece, si imponesse bw=∞ allora si estenderebbero i nodi a partire da tutte le soluzioni della generazione.

Nell'analisi preliminare condotta dagli organizzatori del GTOC9, prima di effettuare la ricerca con il BS allo scopo di creare l'insieme S, si ha provato ad utilizzare il BS con un approccio incrementale, per fare un confronto con l'analisi BS succeduta poi dal Set cover problem, e valutarne le sue abilità. Questo approccio del BS consiste nel rimuovere un sottoinsieme iniziale S1 di detriti, partendo da un detrito qualunque, e che sia il più grande possibile, e si ripete di nuovo con l'insieme rimanente di detriti U\S1, e così via. Con questo metodo, si ha usato il BS con un bw=1 e un bw=30, ed è emerso, come mostrato da grafici

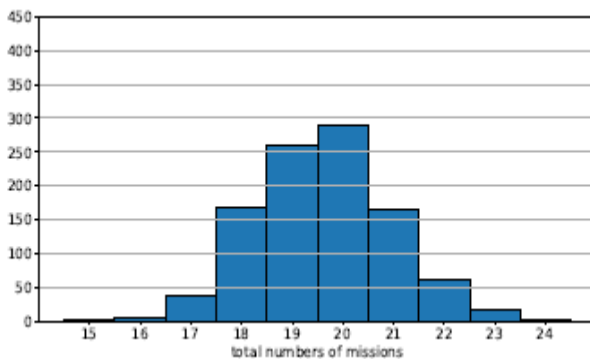


Figura 5.1: punteggi ottenuti con 1000 esecuzioni, per diversi Js con BS incrementale, impostando la ricerca avida,

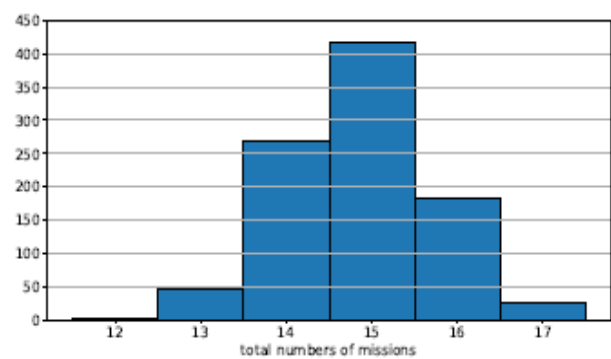


Figura 5.2: punteggi ottenuti per differenti Js, tramite BS con bw=30, con mille esecuzioni

che con la ricerca avida, un risultato con Js=20 è apparso più volte, ma la soluzione migliore, cioè quella con il minor numero di missioni è 15 ed è comparsa 1 sola volta tra mille esecuzioni. Impostando un bw=30, è emerso che Js=15 è la soluzione più frequente, e la migliore con Js=12, comparando una sola volta tra mille esecuzioni. Nell'utilizzo della

BS, è sorto l'inconveniente del nodo ascendente variegato del set dei detriti rimanenti, rendendo troppo costose le ultime trasferte.

Dopo questo tentativo di applicare la BS incrementale, il team che stava svolgendo l'analisi preliminare, ha tentato di applicare il Set Cover Problem, e successivamente la BS, ma il tentativo è fallito, per via del fatto che il problema era ancora di una dimensione troppo grande. Per ovviare questo problema, si ha pensato di implementare una strategia ibrida, che consta di una prima applicazione delle BS incrementale, per i primi insiemi di detriti, e poi un'applicazione del Set Cover Problem, in modo tale che le dimensioni siano ridotte per entrambi, ai fini di favorire la loro applicabilità. Dopo aver adottato degli accorgimenti per evitare delle possibili sovrapposizioni tra missioni, si ha ottenuto una soluzione buona di 10 missioni, con le prime sei determinate dal BS incrementale, e le ultime 4 con il Set Cover Problem introducendo le disequaglianze dell'ILP. Nel diagramma qui di sotto vengono mostrati i risultati della strategia ibrida; sull'asse verticale sono indicati i detriti che verranno rimossi, mentre sulle ascisse ci sono i Julian Day (MJD 2000).

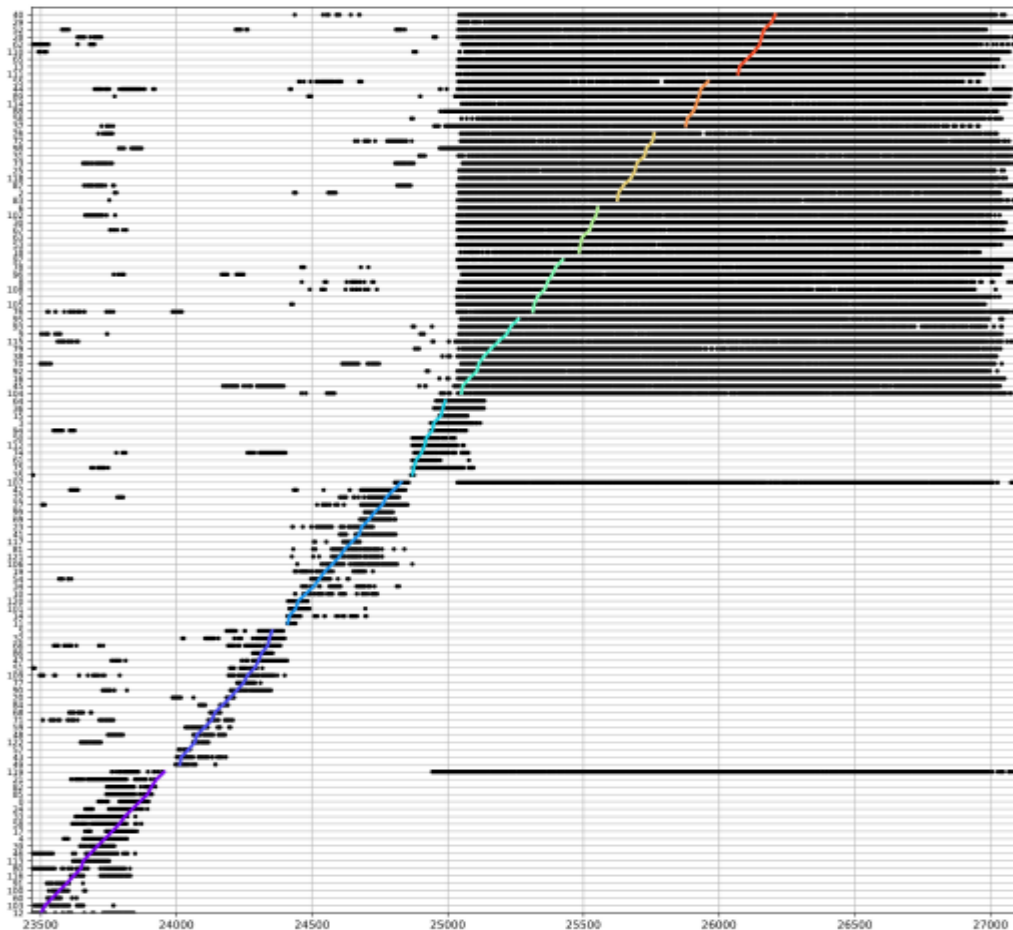


Figura 5.3:  
Diagramma  
con i risultati  
della strategia  
ibrida

Le strisce nere orizzontali marcano quali saranno i giorni probabili della rimozione del detrito, mentre quelle colorate inclinate, invece delineano le missioni. Dal grafico, si osserva che le prime tre missioni rimuovono un numero di detriti maggiore rispetto alle altre sette missioni; tra l'altro le prime quattro missioni sono state trovate con la BS incrementale; si osserva che il lasso di giorni delle prime quattro è più ristretto rispetto alle missioni determinate con il Set Cover Problem, dove ci sono molti più possibili giorni per la

rimozione.

Dai risultati dell'analisi preliminare, ci si aspetta che il numero di missioni sia intorno a 10.

### 5.1.2 Analisi del Jpl

A vincere la competizione è stato il team del NASA Jpl, che ha ottenuto la miglior soluzione con funzionale di costo più basso. Delle stime iniziali vennero eseguite dal team, per capire quali sarebbero stati gli ordini di grandezza, la sensibilità dei  $\Delta V$  con le grandezze orbitali, e conoscere la dinamica del problema. Visto che i detriti hanno un RAAN (anomalia del nodo ascendente) variegato e i loro piani hanno certe velocità di deriva, per via delle inclinazioni dei loro piani, si ha compreso che l'effetto del J2 è un vantaggio che si riversa sul costo in termini di  $\Delta V$ , poiché può avvicinare i piani orbitali dei detriti tra di loro, per via della velocità di deriva.

Il team ha fatto uso di più database e algoritmi per costruire le catene ottimizzate delle missioni, con dei programmi e algoritmi per stimare i  $\Delta V$ , comparandone i risultati, e valutando l'affidabilità.

Per prima cosa, si ha fatto uso di AF2, un algoritmo con un sottoprogramma che serviva a trovare delle possibili trasferte tra i detriti, che avessero un costo sotto un certo valore, in un range di partenze e tempi di trasferta. Questo metodo, permetteva di poter stimare i  $\Delta V$ , potendoli collegare ai nodi, le inclinazioni, gli apoapsidi, le periapsidi, l'argomento del periastro e i cambiamenti di fase. Dopodiché è stato implementato un primo database per effettuare delle ricerche di trasferte a basso costo che avessero un valore sotto i 400 m/s, tra detriti che hanno una velocità di deriva molto simile. Con questo database il team è stato in grado di trovare ben 340 000 trasferte, ma ne ha implementato un altro, chiamato GIGABASE, sviluppato durante la competizione e migliorato verso la fine, che ha permesso di ottenere delle stime ancora più affidabili. Quest'ultimo database ha permesso di considerare molte più trasferte tra detriti. Per costruire catene di diverse lunghezze, il team del Jpl ha poi scelto di usare l'algoritmo branch-and-bound, un metodo euristico che suddivide un problema generale in sotto-problemi più semplici, secondo uno schema ad albero. Per inizializzare le catene, per l'algoritmo branch-and-bound si sono considerati dei detriti orbitali, associandoli ad un'epoca di partenza, e da questi si ha potuto sviluppare delle catene con lunghezze che non superassero i limiti di tempo imposti, e fino a quando non ci fossero più stati ulteriori detriti da rimuovere. Queste catene sono state introdotte in un database, e quelle più lunghe sono state utili ai fini della realizzazione di campagne di missioni.

Degli algoritmi ACO sono stati implementati:

- uno per eseguire delle indagini iniziali, che teneva anche da conto dell'effetto del J2 e dei vincoli di finestra temporale; in questa versione, l'ACO si rifaceva al GIGABASE di trasferte per ottenere delle soluzioni, ed esaltava trasferte che avessero durate e  $\Delta V$  minori (dando un certo peso alla durata delle trasferte);



- una variante realizzata alla fine della competizione, che tra gli ultimi detriti rimanenti li riorganizzava per formare un insieme ordinato di detriti, in una sequenza a basso costo;
- un'altra, che iniziava a cercare nella fine della finestra temporale, che continuava a realizzare catene eliminando un numero possibilmente alto di detriti;

Un ulteriore algoritmo, realizzato con le stime ottenute da AF2, ha permesso di costruire catene in tempi più veloci, e più diversificate, senza andare in contro a un numero elevatissimo di soluzioni, che avrebbe reso più complicata la ricerca delle soluzioni.

Per raffinare meglio le soluzioni, ottimizzando le sequenze, si è fatto uso di un algoritmo genetico, codificato con dei genomi, che non erano altro che delle liste di detriti e dei lassi di tempo tra lanci, e per ognuno di essi è stato associato un tempo tra nodi, come schematizzato nell'immagine sottostante.

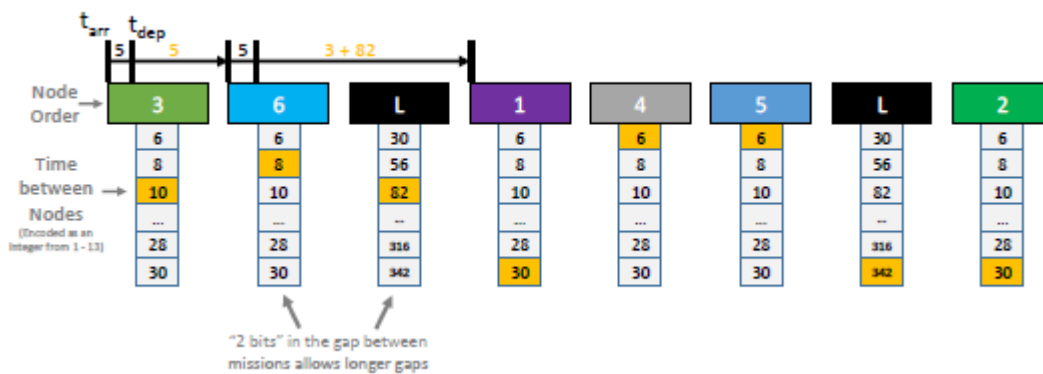


Figura 5.4: Genomi codificati, nell'algoritmo GIGA

In un algoritmo genetico, i genomi vengono combinati tra di loro caoticamente, un pò come avviene in natura negli esseri viventi, e una funzione di fitness, che in questo caso, non si tratta altro che di una funzione di costo che si riferisce ai  $\Delta V$  di GIGABASE, permette di selezionare i genomi con caratteristiche migliori, dal punto di vista dei costi. Per inizializzare i genomi, si ha provato prima il modo randomico, però si è visto che non dava dei buoni risultati in termini di costo; allora i gareggianti del team hanno eseguito un'inizializzazione manuale, ma questo andava a limitare la diversità dei genomi, quindi la cosa migliore da fare, è stata quella di apportare dei mutamenti ogni 10-30 iterazioni, per preservare la diversità.

Tuttavia, nel processo di ottimizzazione, non ci si è solo affidati ad algoritmi e programmi, ma la mano umana è intervenuta, ad esempio per rimuovere dei detriti in alcune catene, che comportavano un costo per trasferta troppo elevato, aggiungendoli poi a catene più corte. L'intervento umano è servito, anche per ridurre le missioni, infatti, all'algoritmo genetico sono state fornite delle campagne di 9 e 10 missioni, e queste sono state ottenute tramite la riduzione di campagne di 10-11 missioni, dissolvendo le catene più corte e distribuendo i detriti nelle altre missioni.

Alla fine di tutto il processo di ottimizzazione, il team del Jpl è arrivato ad ottenere il funzionale più basso, che comportava un costo totale di 711 milioni di euro in dieci missioni

(come si era previsto nell'analisi preliminare), permettendo di essere il team vincitore della competizione. Di seguito si riportano delle tabelle dove ci sono le sequenze dei detriti, le durate delle trasferte e costi degli archi, per ogni missione.

Missioni	Partenza (MJD)	Fine (MJD)	Sequenza di detriti
1	23557.18	23821.03	3,55,79,113,25,20,27,117,121,50,95,102,38,97
2	23851.08	24024.53	19,115,41,26,45,82,47,85,7,2,11,77
3	24057.47	24561.49	72,107,61,10,28,3,64,66,31,90,73,87,57,35,69,65,8,43,71,4,29
4	24637.26	24916.44	108,24,104,119,22,75,63,112,37,32,114
5	24946.47	25232.94	84,59,98,1,40,51,36,67,62,99,54,122,76,15
6	25262.95	25455.15	101,48,53,5,12,39,58,13,60,74
7	25485.20	25682.33	49,9,70,93,105,46,88,118,18,91
8	25712.38	25915.53	86,34,100,30,92,6,110,96,81
9	25946.06	26237.29	33,68,116,106,14,52,120,80,16,94,83,89
10	26267.80	26416.00	44,111,56,78,0,17,109,103,42,21

Tabella 5.1: sequenze di detriti per ogni missione, con giorni di partenza e arrivo

Missi oni	Durata delle trasferte
1	24.86,24.98,22.42,24.99,0.29,10.63,25.00,2.70,1.51,1.41,24.67,24.31,5.86
2	24.93,0.28,0.73,0.39,17.07,1.61,22.42,2.39,15.88,24.97,2.49
3	14.16,24.94,2.87,8.10,9.00,23.13,23.09,23.09,22.83,24.98,24.98,24.93,24.94,9.10,13.44,24.99,24.94,24.99,24.98,24.96
4	23.96,6.48,16.72,23.97,23.95,23.95,23.96,23.99,23.94,23.96
5	0.45,3.17,24.93,10.34,12.53,7.11,13.44,24.94,24.94,24.98,22.19,24.99,22.01
6	24.91,0.30,18.39,3.08,20.24,24.96,24.85,24.97,0.28
7	15.69,0.50,9.83,24.94,24.90,24.48,20.87,24.91,0.66
8	10.03,24.00,2.83,24.99,24.99,24.96,21.19,24.98
9	22.69,4.24,24.47,24.46,24.47,24.44,24.46,24.46,24.46,18.54,9.22
10	0.81,11.59,7.66,1.11,17.46,6.47,20.47,24.47,3.99

Tab 5.2: durate delle trasferte detriti-detrito, per ogni missione

Missi oni	$\Delta V$
1	161.8,139.2,65.8,208.2,115.2,300.1,564.9,78.3,105.0,233.3,453.5,340.4,300.8
2	659.0,301.1,252.1,143.8,146.8,68.6,40.6,84.2,105.3,448.5,148.0
3	19.4,69.2,104.4,54.8,137.3,84.2,91.6,235.4,203.0,146.6,237.4,70.8,194.6,159.1,131.4,235.6,162.4,363.0,227.3,224.6
4	108.8,60.4,113.1,169.7,240.9,605.6,320.8,102.1,295.2,120.9,149.3
5	245.4,100.2,160.7,121.3,110.5,182.4,87.7,108.5,159.2,434.4,162.4,393.2
6	174.1,211.6,302.7,76.1,211.1,908.3,314.4,352.5,275.0
7	398.1,171.9,208.1,373.6,110.8,161.6,146.7,208.7,241.9
8	290.0,117.5,114.2,141.2,558.2,261.8,190.7,66.2

9	108.8,151.2,491.8,438.5,397.0,297.6,207.3,105.0,64.3,160.8,140.2
10	203.1,108.8,126.4,79.4,125.9,260.8,300.0,169.4,111.4

Tabella 5.3: costi delle trasferte detrito-detrito, per ogni missione

## 5.2 Struttura codice ACO

Il codice ACO utilizzato, ha come funzione quella di ottimizzare una sequenza data in input, in modo che la somma delle trasferte dei detriti di quella sequenza sia la minore possibile.

Tale programma è composto da quattro parti che includono:

- il programma principale dell'ACO;
- la funzione che genera le soluzioni;
- la funzione per calcolare i costi;
- la funzione per aggiornare le tracce.

Nel programma principale dell'ACO, vengono forniti i dati in input al programma, oltre a un file dove ci sono le effemeridi dei detriti, contenenti le epoche con i corrispondenti parametri orbitali come, inclinazione, eccentricità, ascensione retta del nodo ascendente e periapside. Una volta che il programma ACO abbia preso in input tutti questi dati, si calcola i  $\Delta V$  delle trasferte di tutte le possibili combinazioni di detriti in ogni giorno della missione.

In pratica ci sono tre cicli annidati tra di loro, i primi due che iterano fino al numero di detriti della sequenza, mentre quella più interna itera fino all'ultima decina di giorni. Per calcolare i  $\Delta V$ , il programma chiama una funzione, che all'interno ne ha un'altra basata sull'approssimazione semplice di  $\Delta V$  per trasferte detrito-detrito. La prima funzione prende in input le effemeridi, la sequenza, gli indici dei detriti, i tempi di arrivo e partenza della trasferta. Il tempo di partenza viene calcolato a partire dal tempo della missione che si vuole ottimizzare, sommandolo con tutti i tempi delle trasferte precedenti moltiplicati per le precedenti decine di giorni. In pratica, ogni arco parte dal tempo di arrivo precedente più i 5 giorni che il veicolo impiega per il rendez-vous (il primo arco parte dal tempo di missione più i 5 giorni del rendez-vous) più i 15 giorni delle trasferte. I 15 giorni sono un valore medio tra tutte le durate delle trasferte della prima missione del Jpl, scelta come riferimento in questa analisi. La funzione più esterna adatta questi input per quella più interna, dove al suo interno ci sono scritte tutte le relazioni utili per calcolare i  $\Delta V$  degli archi. Questa funzione calcola i  $\Delta V$  per due impulsi: uno solo all'inizio dell'arco ed uno solo alla fine dell'arco, e confrontando questi due, la funzione invia in output quello minore. Una volta che la funzione passa l'output al programma principale, il ciclo lo inserisce nella matrice  $d$ , che non si tratta altro di un tensore  $n*n*ntime$ , dove  $n$  è il numero di detriti della sequenza, e  $ntime$  sono le decine di giorni della missione. Con la matrice  $d$ , si ottiene poi la matrice di vista  $h$  facendo l'inverso della matrice  $d$ .

Nella parte successiva del programma principale, c'è un ciclo che itera la procedura dell'ACO vera e propria fino al numero massimo impostato all'inizio. All'interno di questo ciclo, vengono inizializzati i luoghi di partenza delle formiche, utilizzando una funzione randomica. Dopodiché il programma richiama la funzione che costruisce le soluzioni

probabilistiche, prendendo in input i luoghi iniziali, il numero di formiche, la matrice di vista, i coefficienti  $\alpha$  e  $\beta$ , la dimensione del vettore delle sequenze ecc.

Una volta ottenute le soluzioni probabilistiche, cioè dei possibili percorsi, la funzione di costo prende in input queste soluzioni, calcolando poi il costo di ognuno di esse. Durante le iterazioni le tracce vengono aggiornate con il feromone, e poi con altre funzioni si trova il miglior percorso tra quelle soluzioni costruite, ovvero una sequenza possibilmente economica.

### 5.3 Risultati dell'analisi con ACO

Nell'analisi effettuata si è presa in esame la prima missione nella campagna del Jpl, e si ha fatto eseguire l'ACO impostando le durate fisse a 15 giorni (cosa diversa nell'analisi del Jpl dove le durate delle trasferte sono variabili per ogni arco). Dapprima si è svolta un'analisi con un numero sempre crescente di detriti fino al quattordicesimo, e un'ulteriore analisi è stata svolta suddividendo la catena della prima missione in sotto-catene, e per ognuna di essa di è eseguito l'ottimizzazione con durate diverse.

Si vuole far tener presente che i detriti vengono sempre indicati con l'enumerazione dell'ordine della sequenza data in input.

#### 5.3.1 Studio con numero crescente di detriti

Nella tabella sotto, sono riportati i risultati delle esecuzioni fino a 6 detriti, con il costo per ogni arco e il costo totale.

n° detriti	1°	2°	3°	4°	5°	totale
2	234,7527	0	0	0	0	234,7527
3	234,7527	131,7955	0	0	0	366,55
4	234,7527	131,7955	91,3098	0	0	457,8581
5	234,7527	131,7955	91,3098	95,6124	0	553,47
6	234,7527	131,7955	91,3098	95,6124	252,0178	805,4884

Tabella 5.4: costi degli archi delle catene con numero di detriti crescente fino a 6, e con il valore complessivo

Da questa prima analisi è emerso che i costi degli archi non sono cambiati aumentando il numero di detriti, inoltre la sequenza di detriti in output è la stessa di quella data in input, e anche provando ad eseguire più tentativi, i risultati non cambiano, quindi fino a 6 detriti ACO riesce a trovare bene le soluzioni.

Confrontando i costi degli archi ottenuti con il codice ACO, con quelli del Jpl, si notano delle differenze per via delle durate variabili, e quindi di giorni di partenza e arrivo diversi, in particolare il costo totale del Jpl per 6 detriti risulta essere più basso.

	Costi degli archi					totale
<b>Jpl</b>	161,8	139,2	65,8	208,2	115,2	690,2
<b>ACO</b>	234,527	131,7955	91,3098	95,6124	252,0178	805,4884

Tabella 5.5: confronto costi degli archi tra soluzione Jpl e soluzione ACO

Nella figura a seguire, vengono messe a confronto le curve  $\Delta V$ -tempo (in giorni comuni) dell'ACO e del Jpl, e si può notare che la soluzione del Jpl ha una durata totale più lunga rispetto a quella dell'ACO, che invece possiede un costo più alto. Tuttavia, la differenza delle durate è solo di 22 giorni, mentre in costi sono di 115 m/s circa. I tratti orizzontali nel grafico, rappresentano i 5 giorni dell'avvicinamento del veicolo spaziale e delle operazioni di rilascio del kit per deorbitare, mentre quelle inclinate, sono relative ai giorni nei quali avvengono le trasferte.

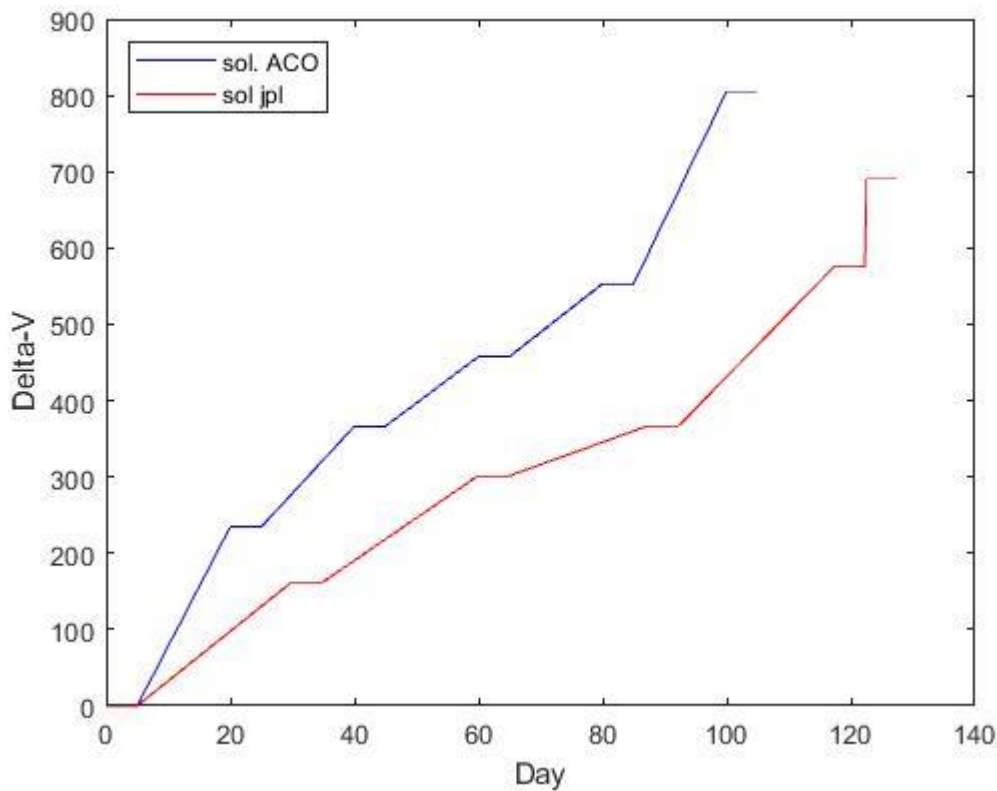


Figura 5.5: Diagramma  $\Delta V$  tempo per la catena con sei detriti

Le cose cambiano se si aggiunge ancora un detrito in più alla catena, infatti con sette detriti la sequenza in input non è più uguale a quella in output, gli ultimi due detriti si sono scambiati di posizione, come mostrato in tabella.

	Sequenze
<b>Jpl</b>	1,2,3,4,5,6,7
<b>ACO</b>	1,2,3,4,5,7,6

Tabella 5.6: sequenza ordinata come quella della prima missione e sequenza invertita, ottenuta tramite ACO

La soluzione ordinata come quella della Jpl con sette detriti (qui indicata con A), con durate fisse a 15 gg avrebbe un costo maggiore nel quinto arco rispetto alla sequenza B, con il 6 e il 7 invertiti, cioè nello stesso giorno di partenza la trasferta 5-7 è meno costosa della trasferta 5-6, e questo ha un vantaggio nel costo totale. Questo, perché la durata del 5° arco è inferiore, rispetto a quella relativa alla nostra analisi; infatti nell'analisi del jpl, la durata è solo di 0.29 gg, da come si può vedere in tabella 4.2 nella prima missione. In pratica, fino a sette detriti l'ACO funziona bene, e trova sempre l'ottimo globale, proprio perché la tarsferta 5-7, è meno costosa della trasferta 5-6, con le durate fisse a 15gg

sequenza	1°	2°	3°	4°	5°	6°	totale
A	234,7527	131,7955	91,3098	95,6124	252,0178	242.5293	1048
B	234,7527	131,7955	91,3098	95,6124	86,2972	243,1787	882,94

Tab 5.7: catene A e B confrontate

Viene riportato un grafico  $\Delta V$ -tempo come quello prima, per sette detriti con i costi per l'ACO della catena B.

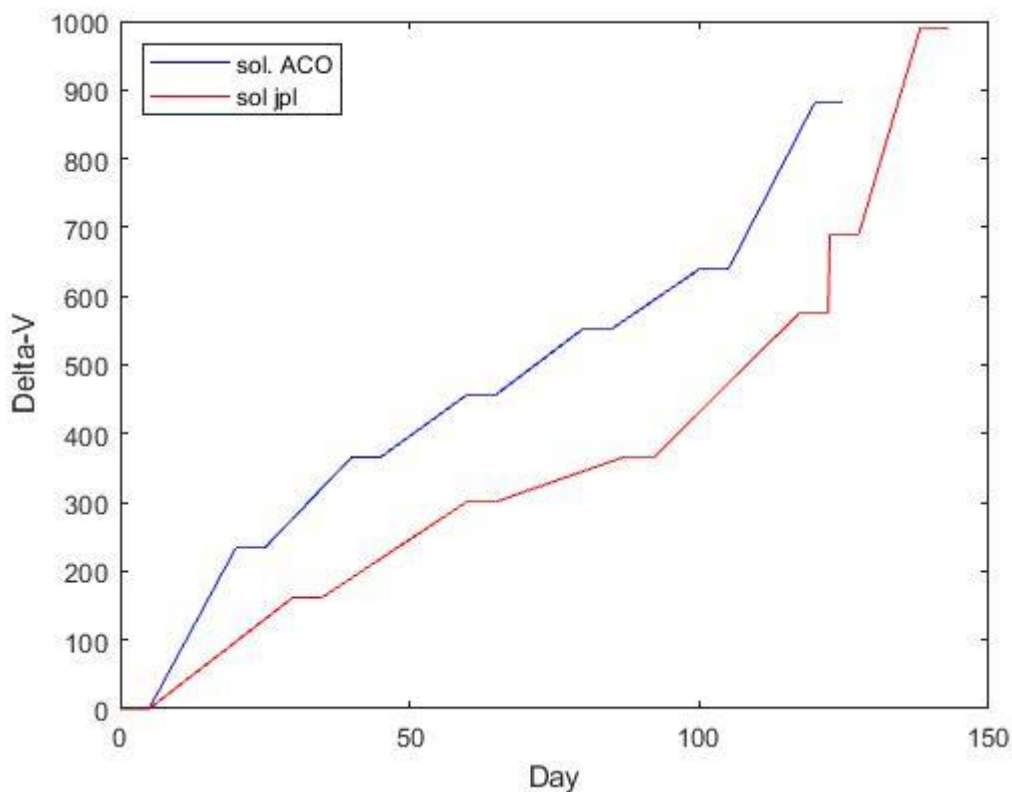


Figura 5.6: grafico  $\Delta V$ -tempo, catena con sette detriti

In questo caso si ha che l'ACO da un risultato migliore, perché la sua soluzione ha una durata inferiore ed un costo inferiore rispetto a quella, quindi se si volesse rimuovere quei sette detriti, sarebbe più conveniente adottare la strategia ottenuta dall'ACO, anche se però le differenze non sono poi così grandi.

Continuando ad aumentare il numero di detriti orbitali, sempre tra quelli della prima missione del jpl, ad una certa lunghezza l'ACO inizia ad avere difficoltà ad esplorare lo spazio delle soluzioni, non riesce a identificare una singola soluzione ottimale, ma ad ogni tentativo di esecuzione del codice trova un costo totale simile con una sequenza diversa. Questo perché in numero delle possibili soluzioni cresce con il fattoriale del numero di detriti, che già con otto detriti ci sono ben 40320 combinazioni. A seguire sono presenti una tabella con i costi degli archi per 3 sequenze con otto detriti (tra cui la A che sarebbe quella nell'ordine corretto come in input, mentre le altre due sono state ottenute dall'ACO), ed un'altra che fa vedere le sequenze delle catene con il  $\Delta V$  complessivo.

sequenze	1°	2°	3°	4°	5°	6°	7°
C	234,7527	694,0545	165,4339	157,5665	97,6632	229,1002	237,8374
D	234,7527	154,1579	91,5097	219,1985	86,2972	243,1787	1056,5
A	234,7527	131,7955	91,3098	95,6124	252,0178	242,5293	1273,8

Tabella 5.8: costi degli archi di due soluzioni messe in confronto con la catena A

catena	sequenza	$\Delta V$ totale
C	1,2,8,4,3,5,7,6	1816,4 m/s
D	1,2,4,3,5,7,6,8	2085,6 m/s
A	1,2,3,4,5,6,7,8	2345,8175 m/s

Tabella 5.9: sequenze C e D con i loro relativi costi

Dalle tabelle sopra, si nota che la sequenza A avrebbe un costo superiore rispetto la C e la D (soluzioni con costo più basso trovato), e l'ACO non la predilige perché, c'è un costo eccessivo nell'ultimo arco. Per entrambi le soluzioni C e D, il primo arco è lo stesso, mentre la seconda è diversa e si osserva che il secondo arco della D è inferiore di tanto rispetto al 2° della C, in effetti l'ACO per il primo tentativo ha preferito spendere di più prima, trovando archi con costi inferiori dopo, mentre nel caso della D l'ACO ha risparmiato di più prima, ma pagando di più con l'ultimo arco.

Aumentando il numero di detriti da 9 fino a 14, il costo cresce sempre di più ma non in un modo lineare, e le sequenze sono sempre più disordinate, e da tentativo a tentativo il costo varia sempre di più al crescere del numero di detriti. Per 14 detriti, ACO ha trovato una soluzione con un costo di 5238,4 m/s, rispetto ai 3066 avuti dal Jpl. Nella tabella sotto sono elencati le sequenze e i costi da 9 fino a 14 detriti, delle soluzioni migliori trovate.

Numero di detriti	sequenze	$\Delta V$
9	3,4,8,2,5,7,6,9,1	2219,4 m/s
10	4,3,2,8,5,7,10,6,9,1	2628 m/s
11	4,3,2,9,8,10,11,5,7,6,1	2802,3 m/s
12	4,2,3,8,12,10,11,5,7,6,9,1	3839,8 m/s
13	2,4,3,8,12,11,10,5,6,9,1,13,7	5053,6 m/s
14	2,4,3,5,12,11,10,6,7,14,13,1,9,8	5238,4 m/s

Tabella 5.10: catene con numeri di detriti da 9 a 10 con i  $\Delta V$ 

### 5.3.2 Studio con missione suddivisa in catene più piccole con durate differenti

Siccome ACO ha problemi nel trovare una soluzione buona con catene più lunghe di sei detriti, allora si è deciso di suddividerla in più pezzi, e per ognuno di essi si ha provato a ottimizzarla, con delle durate diverse. La suddivisione è stata così effettuata, con catene non più lunghe di 5 detriti:

- prima sequenza dal primo detrito fino al quinto, con durata di 20 giorni;
- seconda sequenza, dal quinto fino all’ottavo con durata di 15 giorni;
- terza sequenza dall’ottavo fino all’undicesimo, con durate di 15 giorni;
- quarta sequenza dall’undicesimo fino al tredicesimo con durata di 10 giorni;
- quinta e ultima sequenza con solo i detriti 13 e 14, con un tempo di trasferimento di 10 giorni.

Le soluzioni delle catene separate sono riportate nella tabella.

	sequenza	$\Delta V$ complessivo
1	1,2,3,4,5	570,5835 m/s
2	5,7,6,8	1169.6566 m/s
3	8,9,10,11	758.4387 m/s
4	11,12,13	2183.714 m/s
5	13,14	185,8120 m/s

Tabella 5.11: soluzioni dell’ottimizzazione delle sotto-catene

La prima sotto-catena è rimasta invariata rispetto all’ordine dato in input, mentre nella seconda si sono dovuti invertire il 7 e l’8 per rendere connettabili il secondo e il terzo pezzo. Anche la terza, è uscita nell’ordine corretto, mentre nella quarta si sono scambiati il 12 e il 13, in modo da essere connettabile con l’ultimo pezzo. In definitiva la catena complessiva è: [1,2,3,4,5,7,6,8,9,10,11,12,13,14], dove solo il 6 e il 7 sono invertiti rispetto a quella del Jpl, e il suo costo totale è di 4868,2048 m/s, valore minore rispetto a quello trovato con ACO a durate fisse per tutti gli archi, ma pur sempre più alto della soluzione del Jpl.

Nell’immagine successiva è presente la figura  $\Delta V$ -tempo della sequenza ACO con sotto-catene



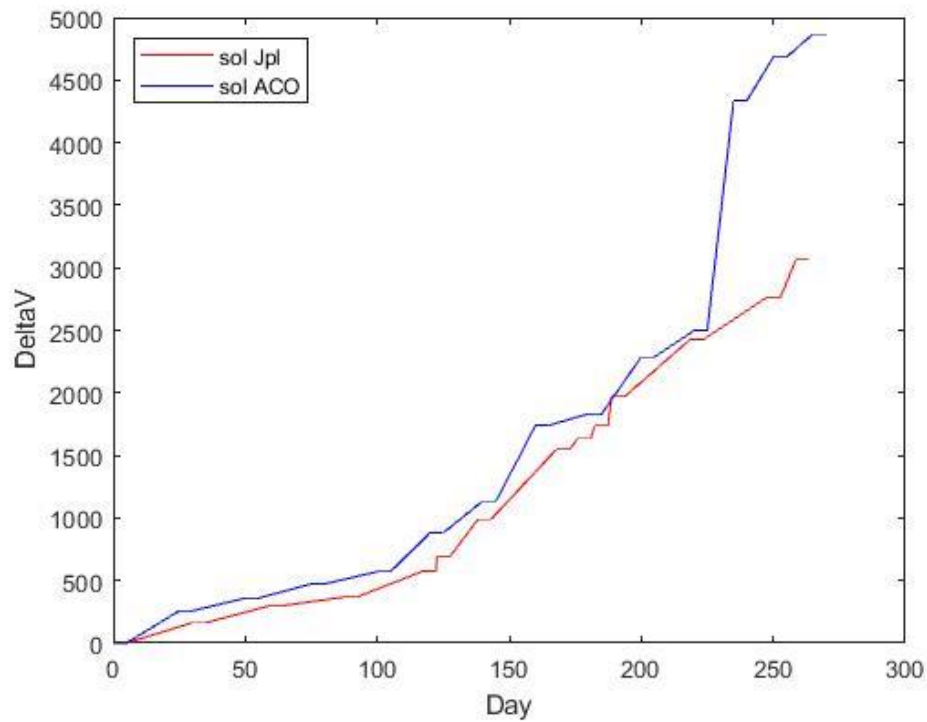


Figura 5.7: grafico  $\Delta V$ -tempo della catena completa, con differenti durate delle trasferte

Dal grafico si vede come la soluzione del Jpl trae vantaggio dalle durate differenti per ogni arco, in effetti ha un costo inferiore di oltre 1800 m/s, ma la durata totale della missione è simile a quella qui ottenuta.

## 6 Conclusione

Come già accennato nei precedenti capitoli, il problema dei detriti spaziali deve essere urgentemente affrontato, ai fini di evitare l'impossibilità di effettuare delle missioni spaziali nel prossimo futuro. Tutt'oggi le tecnologie non sono ancora del tutto pronte per rimuovere dei satelliti defunti o altri tipi di veicoli e parti di veicoli stessi, ma si stanno intraprendendo delle missioni per poter dimostrare la fattibilità per le tecnologie che avranno il compito di far deorbitare i detriti dall'orbita e catturarli.

Visto il gran numero di detriti che permea lo spazio conviene implementare delle missioni che effettuino delle rimozioni di più detriti con un solo veicolo, altrimenti se rimuovesse un detrito alla volta con una sola missione, i costi sarebbe troppo elevati, per via del maggiore numero di lanci. Anche rimuovere in una missione molti detriti non è conveniente, perché si avrebbe a che fare con veicoli molto pesanti, e ciò comporterebbe dei lanci troppo costosi, quindi bisogna trovare un compromesso tra numero di missioni e numero di detriti che devono essere rimossi per ogni missione, come si è evinto nella competizione del GTOC9 tenutasi nel 2017.

Un'altra cosa importante, nel rendere il meno possibilmente costoso una missione di rimozione multipla di detriti spaziali, è quella di avere un  $\Delta V$  totale basso, altrimenti ciò andrebbe a influire sui costi di lancio del veicolo, perché bisognerebbe portare a bordo una certa quantità di propellente. Per minimizzare il  $\Delta V$  di una missione di rimozione multipla, bisogna trovare una sequenza ottimale di detriti che garantisca un costo basso.

Per fare questo ci vengono in aiuto gli algoritmi evuzionistici, basati sui comportamenti e fenomenologie appartenenti al mondo animale, e tra questi tipi di metodi di ottimizzazione troviamo l'ACO, il PSO e gli algoritmi genetici. I primi due simulano l'intelligenza collettiva nel rilevare il percorso per raggiungere la fonte di cibo, mentre quelle genetici si basano sulla selezione naturale dei geni.

In questa trattazione si ha provato a valutare la capacità di ottimizzazione dell'ACO, che si è mostrato essere un algoritmo semplice e affidabile nel trovare la soluzione ottimale, ma ha dei limiti quando si vuole ottimizzare catene con un gran numero di detriti, perché lo spazio delle soluzioni ha una dimensione pari al fattoriale del numero di detriti della sequenza.

La cosa migliore, è utilizzare ACO per catene corte, che permette di trovare la soluzione in tempi breve, e quando si ha un numero più alto di detriti è consigliabile utilizzare altri algoritmi.

Un altro problema dell'ACO, è quello di introdurre i tempi delle trasferte variabili, ma in questa trattazione si è preferito agire in maniera diversa perché ci sarebbero state difficoltà maggiori, dividendo la prima catena del Jpl in più sottogruppi con diverse durate per le trasferte, ma i risultati sono stati insoddisfacenti, confrontando tale soluzione con quella del jpl. Quindi una delle migliorie, che si dovrebbe apportare a questa analisi di ottimizzazione sarebbe quella di considerare l'ACO con durate variabili per ogni trasferta detrito-detrito, oppure eseguire l'analisi con un altro algoritmo ad esempio quello genetico, che riesca ad accomodare i tempi variabili.

## 7 Bibliografia

J.L Hide, E.L. Christiansen, R.P Bernhard, J.H. Kerr, D.M Lear. A History Of Meteoroid And Orbital Debris Impacts On The Space Shuttle. Proceedings of the 3rd European Conference on Space Debris, ESOC, Darmstadt, Germany, 19 - 21 March 2001 (ESA SP-473, August 2001)

Hubble's impactful life alongside space debris.

[https://www.esa.int/Space\\_Safety/Hubble\\_s\\_impactful\\_life\\_alongside\\_space\\_debris](https://www.esa.int/Space_Safety/Hubble_s_impactful_life_alongside_space_debris)

European Space Agency , 'Space Surveillance and Tracking – SST segment

[https://www.esa.int/Space\\_Safety/Space\\_Surveillance\\_and\\_Tracking\\_-\\_SST\\_Segment](https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Surveillance_and_Tracking_-_SST_Segment)

Space Situational Awareness Programme

[https://en.wikipedia.org/wiki/Space\\_Situational\\_Awareness\\_Programme](https://en.wikipedia.org/wiki/Space_Situational_Awareness_Programme)

A. Morselli, R. Armellini, Pierluigi Di Lizia, Franco Bernelli Zazzera, E. Salerno, G. Bianchi, Stelio Montebugnoli, A. Magro, Kristian Zarb Adami. Orbit Determination of Space Debris Using a Bistatic Radar Configuration with a Multiple-Beam Receiver. IAC-14-A6.9.4

Australian Space Academy, FAST FACTS ON SPACE DEBRIS

<https://www.spaceacademy.net.au/watch/debris/sdfacts.htm>

Iberdrola, Space debris: is it time to start taking care of the cosmos?

[https://www.iberdrola.com/sustainability/space-](https://www.iberdrola.com/sustainability/space-debris#:~:text=According%20to%20the%20ESA%2C%20space%20debris%20include%3A%201,for%20example%2C%20dropped%20tools%2C%20screws%2C%20cables%2C%20cameras%2C%20etc.)

[debris#:~:text=According%20to%20the%20ESA%2C%20space%20debris%20include%3A%201,for%20example%2C%20dropped%20tools%2C%20screws%2C%20cables%2C%20cameras%2C%20etc.](https://www.iberdrola.com/sustainability/space-debris#:~:text=According%20to%20the%20ESA%2C%20space%20debris%20include%3A%201,for%20example%2C%20dropped%20tools%2C%20screws%2C%20cables%2C%20cameras%2C%20etc.)

Esa's Space Debris Office, ESA'S ANNUAL SPACE ENVIRONMENT REPORT

[https://www.esa.int/Space\\_Safety/Space\\_Debris/ESA\\_s\\_Space\\_Environment\\_Report\\_2022](https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris/ESA_s_Space_Environment_Report_2022)

M. Kocifaj, F. Kundracik, J.C. Barentine and S.Barà. The proliferation of space objects is a rapidly increasing source of artificial night sky brightness. Monthly Notices of the Royal Astronomical Society Letters

D. Scuka. "Detecting Space Hazards". ESA

Jenny Howard. Sensors to Monitor Orbital Debris Outside Space Station. International Space Station Programme Science Office.

[https://www.nasa.gov/mission\\_pages/station/research/news/sensor\\_to\\_monitor\\_orbital\\_debris\\_outside\\_iss](https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/news/sensor_to_monitor_orbital_debris_outside_iss)

Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. 'IADC Space Debris Mitigation Guidelines'. Issued by IADC Steering Group and Working Group 4

Rolf Janovsky, Oliver Romberg, H, L. "End-Of-Life De-orbiting strategies for satellites".

“Collision avoidance manoeuvre.”

[https://en.wikipedia.org/wiki/Talk:Collision\\_avoidance\\_\(spacecraft\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Talk:Collision_avoidance_(spacecraft))

Jim Hyde. “Shield Development, hypervelocity impact technology”

<http://hitf.jsc.nasa.gov/hitfpub/shielddev/basicconcepts.html>

‘The Whipple Shield’, [https://en.wikipedia.org/wiki/Whipple\\_shield](https://en.wikipedia.org/wiki/Whipple_shield)

Joshua P. Davis, John P. Mayberry, and Jay P. Penn. On-Orbit Servicing: Inspection, Repair, Refuel, Upgrade, And Assembly of Satellites in Space. Game Changer, The Aerospace Corporation.

Refueling in Space. Lockheed Martin

<https://www.lockheedmartin.com/en-us/news/features/2021/refueling-satellites-in-space.html>

C. Priant Mark, Surekha Kamath. “Review of Active Space Removal Debris Method”. Elsevier

<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0265964618300110>

Claude R. Phipps, James Luke. “Laser space propulsion”. Researchgate

[https://www.researchgate.net/publication/225230899\\_Laser\\_Space\\_Propulsion](https://www.researchgate.net/publication/225230899_Laser_Space_Propulsion)

Claudio Bombardelli, Jesus Pelaèz. “Ion beam sheperd for contactless space debris removal”. Journal of guidance, control and dynamics.

Keith R. P. Fuhrhop. ‘Theory and Experimental Evaluation of Electrodynamic Tether Systems and Related Technologies’. A dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy (Electrical Engineering) in the University of Michigan 2007.

Space Tethers. [https://en.wikipedia.org/wiki/Space\\_tether](https://en.wikipedia.org/wiki/Space_tether)

M. Andreucci, P. Pergola, A Ruggiero ‘Active Removal of Space Debris, Expanding foam application for active removal debris’. Final Reports.

<http://www.esa.int/act>

L.T. DeLuca, F. Bernelli, F. Maggi, et al., Active space debris removal by a hybrid propulsion module, Acta Astronaut. 91 (2013) 20e33, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.04.025>.

George P. Sutton, Oscar Biblarz. Rocket Propulsion Element, Seventh Edition. Wiley edition

V. V. Koryanov, Danhe Chen, Xiaodie Wei. Research of using Inflatable Braking Devices in the Orbital Service System Application. Journal of Physics: Conference Series

Chandra, Aman; Wilburn, Greg; and Thanga, Jekan, "Advanced Inflatable De-Orbit Solutions for Derelict Satellites and Orbital Debris" (2019). Space Traffic Management Conference. 12. <https://commons.erau.edu/stm/2019/presentations/12>

V. V. Koryanov, V. P. Kazakovtsev, A. G. Toporkov and A. A. Nedogarok, "Using Inflatable Structures to Remove Space Debris from Orbit," 2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), Brussels, Belgium, 2019, pp. 32-36, doi: 10.1109/ICMAE.2019.8880939.

Minghe Shan, Jian Guo, Eberhard Gill,  
Review and comparison of active space debris capturing and removal methods,  
Progress in Aerospace Sciences, Volume 80, 2016, Pages 18-32, ISSN 0376-0421,  
<https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001>

Le Letty, Ronan & Meyer, Jan-Christian & Scheper, Marc. (2014). Clamping Mechanism – A Tentacles Based Capture Mechanism for Active Debris Removal.

Yoshida, Kazuya & Nakanishi, Hiroki. (2002). The TAKO (Target Collaborativize) Flyer: a New Concept for Future Satellite Servicing. 6. 10.1007/978-94-017-3008-2\_56.

Angel Flores-Abad, Ou Ma, Khanh Pham, Steve Ulrich. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing. Progress in Aerospace Sciences, n Volume 68, 2014, Pages 1-26, SSN 0376-0421, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.03.002>

Yoshida, Kazuya & Nakanishi, Hiroki. (2003). Impedance Matching in Capturing a Satellite by a Space Robot. IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems. 4. 3059 - 3064 vol.3. 10.1109/IROS.2003.1249626.

Umberto Battista, Alberto Landini, Wojciech Gołębiowski, Rafał Michalczyk, Adam Czerwiński, Krzysztof Duda, Agata Sochaczewska. Design of net ejector for space debris capturing.

Proc. 7th European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 18–21 April 2017, published by the ESA Space Debris Office Ed. T. Flohrer & F. Schmitz, (<http://spacedebris2017.sdo.esoc.esa.int>, June 2017)

Thomsen, Benjamin & Sharf, Inna. (2016). Experiments on Tether-Net Capture and Net Closing Mechanism of Space Debris.

Jaime Reed, Simon Barraclough. Development Of Harpoon System for Capturing Space Debris. ESA 6th European Conference on Space Debris, L. Ouwehand

Clear Space today. SOR Executive Summary Report. CS-ESA-SOR-TD-005

Robin Biesbroek, Sarmad Aziz, Andrew Wolahan, Stefano Cipolla, Muriel Richard-Noca, Luc Piguet. The Clearspace-1 Mission: Esa and Clearspace Team Up to Remove Debris. 8th European Conference on Space Debris, ESA Space Debris Office.

Aglietti, G., Taylor, B., Fellowes, S., Ainley, S., Tye, D., Cox, C., . . . Steyn, W. (2020). RemoveDEBRIS: An in-orbit demonstration of technologies for the removal of space debris. *The Aeronautical Journal*, 124(1271), 1-23. doi:10.1017/aer.2019.136

RemoveDebris Mission. Eo-portal, powered by ESA, Satellite Mission Catalogue  
<https://www.eoportal.org/satellite-missions/removedebris#additional-cubesat-missions-of-crs-14>

RemoveDebris Mission, University of Surrey  
<https://www.surrey.ac.uk/surrey-space-centre/missions/removedebris>

Chris Blackerby, Akira Okamoto, Kohei Fujimoto, Nobu Okada, Jason L. Forshaw, John Auburn. Elsa-D: An In-Orbit End-Of-Life Demonstration Mission.  
<http://astroscale.com/wp-content/uploads/2018/09/ELSA-1-Conference-IAC-2018-v1.1.pdf>

ELSA-d (End-of-Life Service by Astroscale Demonstration). Esa eoPortal  
<https://www.eoportal.org/satellite-missions/elsa-d#references>

Reference Frame  
<https://orbital-mechanics.space/intro/reference-frames.html>

LGEORGE2. Introduction to Orbital Mechanics. Pressbooks  
<https://oer.pressbooks.pub/lynnanegeorge/chapter/chapter-3-the-classical-orbital-elements-coes/>

LGEORGE. Rendezvous. Pressbooks  
<https://oer.pressbooks.pub/lynnanegeorge/chapter/chapter-8-ground-tracks-and-rendezvous/>

Corso di Meccanica del volo, Lez. 16. E Battipede

Phasing Maneuvers  
<https://orbital-mechanics.space/orbital-maneuvers/phasing-maneuvers.html>

Marco Dorigo, Mauro Birattari, Thomas Stutzle. Ant Colony Optimization, Artificial Ant as a Computation Technique. *IEEE Computational Intelligence Magazine*

Marco Dorigo, Luca Maria Gambardella. Ant Colony System: A Cooperative Learning Approach to the Travelling Salesman Problem. *Ieee Transactions On Evolutionary Computation*, Vol. 1, No. 1, April 1997

Hong-Xin Shen, L.Casalino. Simple  $\Delta V$  Approximation for Optimization of Debris-to-Debris Transfers. Ar-xiv 2020

Marta Giai, L.Casalino. Ottimizzazione di manovre per la rimozione dei debris multipli tramite algoritmi genetici. Webthesis Polito

Genetic Algorithms, Geeks for Geeks  
<https://www.geeksforgeeks.org/genetic-algorithms/>

### Genetic Algorithm

[https://en.wikipedia.org/wiki/Genetic\\_algorithm](https://en.wikipedia.org/wiki/Genetic_algorithm)

Adrian Tam. A Gentle Introduction to Particle Swarm Optimization. Machine Learning Mastery. <https://machinelearningmastery.com/a-gentle-introduction-to-particle-swarm-optimization/>

### Particle Swarm Optimization

[https://en.wikipedia.org/wiki/Particle\\_swarm\\_optimization](https://en.wikipedia.org/wiki/Particle_swarm_optimization)

Dario Izzo, Marcus Martens. The Kessler Run: On the design of the GTOC9 Challenge. Acta Futura 11 (2018) 11-24 DOI: 10.5281/zenodo.1139022

Anastassios Petropoulos\*, Daniel Grebow, Drew Jones, Gregory Lantoine Austin Nicholas, Javier Roa, Juan Senent, Jeffrey Stuart, Nitin Arora, Thomas Pavlak, Try Lam, Timothy Mcelrath, Ralph Roncoli, David Garza, Nicholas Bradley, Damon Landau, Zahi Tarzi, Frank Laipert, Eugene Bonfiglio, Mark Wallace, Jon Sims. GTOC9: Results from the Jet Propulsion Laboratory (team JPL). Acta Futura 11 (2018) 25-35 DOI: 10.5281/zenodo.1139152