

POLITECNICO DI TORINO

LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

SISTEMI PROPULSIVI

**Ottimizzazione di manovre per la
rimozione di debris multipli
tramite algoritmi genetici**

Autore:
Marta GIAI

Relatore:
prof. Lorenzo CASALINO

Dicembre 2020



Riassunto

La presenza e la costante crescita dei *debris* in orbita attorno alla Terra costituiscono un importante fattore da tenere in considerazione per continuare in sicurezza l'esplorazione dello spazio e lo sfruttamento commerciale delle orbite LEO, principalmente considerate in questo lavoro.

Per evitare che l'ambiente spaziale diventi sempre più affollato, innescando così collisioni a catena che a loro volta genererebbero ulteriore "spazzatura" in orbita, è necessario agire con lo scopo di rimuovere un determinato numero di detriti: un possibile approccio consiste nell'impiegare un veicolo chaser per consegnare ai debris da rimuovere un kit per il deorbiting.

La **Global Trajectory Optimisation Competition 9** propone il seguente scenario: "E' l'anno 2060 [...] In seguito all'esplosione imprevista di un satellite eliosincrono, l'effetto Kessler ha innescato ulteriori impatti e l'ambiente LEO è stato fortemente compromesso. Gli scienziati, provenienti dalle principali agenzie spaziali e compagnie spaziali private, hanno identificato e isolato, in orbita, un insieme di 123 debris che, se rimossi, ristabilirebbero la possibilità di operare in quell'ambiente orbitale ed evitare così che l'effetto Kessler lo comprometta permanentemente. [...]"

Il seguente lavoro, quindi, si focalizza sulla rimozione dei 123 detriti, in orbita bassa, menzionati nell'incipit della competizione; per far sì che la rimozione e il suo costo siano vantaggiosi, è necessario che con una sola missione si riescano a rimuovere più detriti possibili; dopo aver utilizzato la soluzione vincitrice della GTOC9 come *benchmark* per il codice sviluppato, si è passato ad ottimizzare il tempo di trasferimento necessario fra coppie di detriti e il tempo di stop richiesto fra una missione e l'altra, in modo da evitare sovrapposizioni. Per ottenere questi risultati si è sviluppato un **algoritmo genetico**, basato sul principio della selezione naturale. L'algoritmo, dopo aver generato una popolazione di partenza, applica ad essa una funzione fitness, da cui poi vengono selezionate le soluzioni migliori in base ad un criterio prestabilito. Successivamente, gli individui più adatti vengono ricombinati e vengono generate nuove popolazioni, fino a che il raggiungimento di una condizione di stop arresta il processo.

Lo soluzione proposta dal presente lavoro è risultata capace di migliorare la soluzione proposta dal JPL, sia per quanto riguarda il tempo impiegato (vincolato) sia per quanto riguarda il costo degli impulsi forniti al veicolo chaser durante tutta la competizione. In un singolo caso, per la seconda missione, si è notato un peggioramento per quanto riguarda l'impulso totale, ma nonostante questo il risultato globale si è dimostrato più che soddisfacente.

Abstract

The presence and constant growth of *debris* in orbit around the Earth is a factor to be taken into consideration in order to continue safely the exploration of space and the commercial exploitation of LEO orbits, mainly considered in this work. To prevent the space environment from becoming more and more crowded, thus triggering chain collisions which would generate further "junk" in orbit, it is necessary to act with the aim of removing a certain number of debris: a possible approach consists in using a chaser vehicle to deliver a deorbiting kit to the debris to be removed.

The **Global Trajectory Optimization Competition 9** proposes the following scenario: "It is the year 2060 and the commercial exploitation of Low Earth Orbits (LEOs) went well beyond the trillion of Euros market size. Following the unprecedented explosion of a Sun-synchronous satellite, the Kessler effect triggered further impacts and the Sun-synchronous LEO environment was severely compromised. Scientists from all main space agencies and private space companies isolated a set of 123 orbiting debris pieces that, if removed, would restore the possibility to operate in that precious orbital environment and prevent the Kessler effect to permanently compromise it [...]".

The following work, therefore, focuses on the removal of 123 debris, in low orbit, mentioned in the statement of the competition; to ensure that the removal and its cost are advantageous, it is necessary that within a single mission it is possible to remove as much debris as possible. After using GTOC9 winning solution as a benchmark for the developed code, its aim is to optimize transfer time between the debris pairs and the stop time required between one mission and another, in order to avoid overlaps. To obtain these results, a **genetic algorithm** is developed, based on the principle of natural selection. The algorithm, after generating a starting population, applies a fitness function, from which the best solutions are then selected based on a pre-established criterion. Subsequently, the most suitable individuals are recombined and new individuals are generated, until reaching a stop condition stops the process.

The solution proposed by the present work was found to improve the solution proposed by the JPL, both in terms of total time spent (constrained) and in terms of cost of instantaneous impulses supplied to the chaser vehicle throughout the competition. In a single case, for the second mission, a worsening was noted as regards the total impulse, but despite this the overall result proved to be more than satisfactory.

Ringraziamenti

Vorrei ringraziare in primis il mio relatore, il professor Lorenzo Casalino, per la pazienza e la disponibilità mostrata nello sviluppo di questo lavoro.

Ringrazio mia mamma *Luisa* e mio papà *Livio* per avermi sostenuto moralmente e finanziariamente durante tutto questo percorso, fornendomi i mezzi per dare il meglio (e per avermi sopportato nei momenti più brutti).

Ringrazio mia sorella *Matilde* e mio fratello *Matteo* per aver fatto al posto mio (sbuffando poco) quanto spettava a me, permettendomi di concentrarmi pienamente sullo studio.

Ringrazio *Miss* per essere stata la mascotte numero uno durante ogni ripetizione in questi cinque anni, risollevandomi il morale innumerevoli volte.

Non ringrazierò mai abbastanza, invece, il mio ragazzo *Gianluca*, che oltre ad avermi dato un'enorme aiuto durante tutti questi anni ha sopportato i miei *mood swings* senza neanche lamentarsi troppo (glielo devo). Con il suo continuo supporto ho potuto fare qualunque cosa.

Senza di te non sarei qui adesso, quindi questo traguardo è anche un po' tuo. Grazie,

愛してる

Glossario

Ω ascensione retta del nodo ascendente. 10, 15, 16, 19, 20, 22, 23, 25

ν anomalia vera. 15, 17

ω Argomento del pericentro. 10, 15, 16, 19, 20, 22

a semiasse maggiore. 15, 17, 20, 23, 25, 54, 57

ADR Active Debris Removal. 10, 19

e eccentricità. 15, 16, 20

EVA extravehicular activity. 4

GEO geostationary Earth orbit. 1, 6, 18

GTOC Global Trajectory Optimization Competition. 10, 11, 22, 59

i inclinazione. 15, 16, 23, 25, 54, 57

ISS International Space Station. 1, 2, 4

JPL Jet Propulsion Laboratory. 10, 11, 24, 42, 43, 47, 57, 59

LEO low Earth orbit. 1, 2, 4, 6, 11, 42, 59

MEO medium Earth orbit. 3

List of Figures

1	Esempi di debris in orbita	1
2	Cratere su una finestra del Challenger	5
3	Cattura attraverso il meccanismo tether	8
4	Debris in orbita	10
5	Particolare dei parametri orbitali dei primi dieci <i>debris</i>	12
6	Rappresentazione dei parametri orbitali	16
7	Non-sfericità della Terra	19
8	Esempio di selezione naturale	27
9	Loop dell'algoritmo genetico	29
10	Rappresentazione della Roulette Wheel Selection	31
11	Rappresentazione della Rank Selection	32
12	Rappresentazione della Tournament Selection	32
13	Rappresentazione della Stochastic Universal Sampling	33
14	Rappresentazione del Single Point Crossover	35
15	Rappresentazione del Two Points Crossover	35
16	Rappresentazione del Uniform Crossover	36
17	Rappresentazione del Three Parents Crossover	36
18	Rappresentazione dell'Ordered Crossover	37
19	Rappresentazione del Flip Mutation	38
20	Rappresentazione dell'Interchanging Mutation	38
21	Rappresentazione del Reverse Mutation	38
22	Confronto semiasse maggiore nel primo caso	55
23	Confronto inclinazione nel primo caso	55
24	Confronto semiasse maggiore nel secondo caso	56
25	Confronto inclinazione nel secondo caso	57

List of Tables

1	Prima parte della soluzione	11
2	Seconda parte della soluzione	11
3	Dati forniti nel paper della competizione	42
4	Sequenze e numero di detriti	43
5	Tempi di rendezvous fissati	43
6	Confronto del ΔV per metodo approssimato e soluzione reale . . .	44
7	ΔV globale	44
8	Tempo di stop fra una manovra e la successiva	46
9	Tempi di trasferimento ottimizzati tramite l'uso dell'algoritmo genetico	46
10	ΔV per ogni singola missione	47
11	ΔV globale	48
12	Massa del chaser ad inizio di ogni missione	48
13	ΔV globale fra le due prove	49
14	ΔV globale per la seconda prova	49
15	Tempi di trasferimento ottimizzati durante la seconda prova . . .	50
16	ΔV per ogni singola missione nella seconda prova	51
17	Tempi di trasferimento ottimizzati durante la terza prova	52
18	ΔV per ogni singola missione nella seconda prova	52
19	Tempo di stop fra una manovra e la successiva	53
20	ΔV globale per la terza prova	53
21	ΔV globale per il confronto fra seconda e terza prova	54
22	ΔV per coppia per il primo confronto	56
23	ΔV globale per la seconda prova	57

Indice

1	Introduzione	1
1.1	Storia dei debris	2
1.2	Tipologie di generazione dei debris	3
1.2.1	Generazione in seguito a missioni	3
1.2.2	Incidenti	4
1.2.3	Creazione intenzionale	5
1.3	Tipologie di mitigazione	5
1.3.1	Metodi di cattura	6
1.3.2	Metodi di rimozione	8
1.4	Cenni sulla competizione GTOC9	10
1.5	Panoramica della missione	11
2	Richiami di meccanica del volo spaziale	14
2.1	Introduzione	14
2.2	Parametri orbitali	15
2.3	Fenomeni perturbativi	17
2.4	Modello dinamico	20
3	Valutazione ΔV e massa chaser	22
3.1	Calcolo del ΔV	22
3.2	Calcolo della massa	25
4	GA: l'algoritmo genetico	27
4.1	Introduzione all'algoritmo	27
4.2	Selezione	29
4.2.1	Roulette Wheel Selection	30
4.2.2	Rank Selection	31
4.2.3	Tournament Selection	32
4.2.4	Stochastic Universal Sampling	33
4.2.5	Truncation Selection	33
4.2.6	Boltzmann Selection	33
4.2.7	Elitism	33
4.3	Crossover	34
4.3.1	Single Point Crossover	34
4.3.2	Two Points Crossover	35
4.3.3	Multi-Points Crossover	36
4.3.4	Uniform Crossover	36
4.3.5	Three Parents Crossover	36
4.3.6	Shuffle Crossover	37
4.3.7	Ordered Crossover	37
4.4	Mutazione	37
4.4.1	Flipping	38
4.4.2	Interchanging	38
4.4.3	Reversing	38
4.5	Sostituzione	38

4.5.1	Random replacement	39
4.5.2	Weak Parent Replacement	39
4.5.3	Both Parents	39
4.6	Il codice	40
5	Risultati	42
5.1	Validazione del codice	42
5.2	Ottimizzazione dei tempi	45
5.2.1	1° Prova	45
5.2.2	2° Prova	49
5.2.3	3° Prova	51
5.3	Confronto a e i con caso a 4 impulsi	54
6	Conclusioni	59

1 Introduzione

Per *space debris* si intendono tutti gli oggetti creati dall'uomo che, una volta esaurito il loro scopo, rimangono in orbita attorno alla Terra, insieme ad eventuali loro frammenti. Si è a conoscenza della loro esistenza grazie a misurazioni ottiche o radar da parte dei sistemi di sorveglianza spaziale che permettono di tracciare e catalogare oggetti di grandezza superiore ai 5-10 cm in LEO (*low Earth orbit*, in cui si stima la maggior concentrazione di detriti) e ai 0.3-1 m in GEO (*geostationary Earth orbit*).

Ognuno di questi oggetti catalogati si trova in un'orbita conosciuta e molti di essi possono essere ricondotti ad uno specifico evento di lancio, in modo da tracciare la loro creazione. I radar di ricerca di terra possono rilevare oggetti ancora più piccoli, sotto il centimetro di grandezza: tali oggetti, però, solitamente non possono essere ricollegati ad uno specifico evento di lancio e le loro orbite non possono essere determinate con sufficiente accuratezza. L'esistenza di questi piccolissimi debris, la cui grandezza è inferiore al millimetro, può essere dedotta da crateri da impatto presenti su hardware spaziale o segnalata dai rilevatori d'impatto presenti a bordo. [19]



Figure 1: Esempi di debris in orbita

Uno qualsiasi di questi *debris* può essere in grado di causare danni significativi ad un veicolo spaziale operativo, dato che tipicamente viaggiano ad una velocità dell'ordine di decine di migliaia di km/h: per esempio, una collisione con un oggetto di 10 cm potrebbe comportare una frammentazione catastrofica di un comune satellite; un oggetto di 1 cm potrebbe penetrare gli scudi della ISS (*International Space Station*) e uno di 1 mm potrebbe distruggere i sottosistemi di un satellite. Comunque, anche se gli oggetti di grandezza fino al centimetro costituiscono una minaccia, gli scudi protettivi, se presenti, sono sufficientemente robusti per bloccarli. [22]

La vera minaccia è generata dai *debris* con dimensioni nel range di 1-10 cm, la cui stima è di 900.000 oggetti in orbita (34.000 con dimensioni superiori)¹. [20] Quindi, risulta fondamentale tenere sotto controllo la presenza e la crescita degli *space debris* nel tempo così da evitare collisioni: studio di questa tesi è, appunto,

¹dati relativi a febbraio 2020

la rimozione di un certo numero di detriti orbitanti attorno alla Terra in orbita bassa per prevenire l'innescò dello scenario dettato dalla **Sindrome di Kessler**. In tale scenario, proposto dall'astrofisico Donald Kessler, il numero di detriti in *LEO* è diventato talmente elevato da generare una reazione a catena di collisioni. Ne consegue un incremento esponenziale dei detriti in orbita a velocità elevate, tale da rendere impossibile l'esplorazione spaziale per molte generazioni. Per evitare che ciò accada, la rimozione dei detriti risulta perciò essenziale.

1.1 Storia dei debris

Prima del 1961, l'intera popolazione di oggetti artificiali in orbita bassa era costituita da circa 50 oggetti, derivati principalmente da veicoli spaziali in disuso e parti di razzi: a giugno di quello stesso anno, due ore dopo aver rilasciato il satellite Transit 4A in orbita, la parte superiore del lanciatore **Thor-Ablestar** esplose per ragioni sconosciute, generando centinaia di frammenti che rimasero in orbita. Dopo un'accurata investigazione, si scoprì che durante la separazione del payload non era stato scaricato il fuel rimanente nel serbatoio. [12]

Dagli anni immediatamente successivi ad oggi, il numero di oggetti in orbita senza più alcun utilizzo è aumentato enormemente. A partire dal 1965, numerosi test anti-satellite condotti dall'ex Unione Sovietica e dagli Stati Uniti, portarono alla generazione di nuovi frammenti, alcuni dei quali sono ancora in orbita.

La prima collisione fra satelliti catalogati avvenne, invece, nel 1991, fra **Kosmos 1934** e un frammento di **Kosmos 926**, provocando detriti anche più piccoli del centimetro che, di conseguenza, non poterono più essere tracciati.

Nel giugno 1996 avvenne un evento di portata notevole, ovvero l'esplosione dello stadio **Pegasus Hydrazine Auxiliary Propulsion System (HAPS)**, appartenente alla missione *STEP II*: l'evento, causato da una rimanenza di combustibile, produsse una quantità di detriti inaspettata (700 di dimensioni rilevabili e oltre 300.000 di dimensioni millimetriche).

Qualche anno dopo, nel 2001, altri due incidenti, avvenuti in momenti separati, aumentarono la quantità di *space debris*: la frammentazione del satellite russo **Kosmos 2367**, a novembre, e del quarto stadio dell'**Indian PSLV**, a dicembre. Nel primo caso, il satellite subì una frammentazione mentre si trovava in un'orbita solo 30 km sopra la *Stazione Spaziale Internazionale*, liberando all'incirca 300 debris, così come nel secondo evento. [9] Comunque, la *ISS* è dotata di scudi appositi (*Whipple*), che donano protezione contro debris di piccole dimensioni. I pannelli solari, invece, sono esposti al Sole e quindi possono subire piccole collisioni. E' possibile anche attivare i thruster della stazione spaziale per eseguire manovre di anti-collisione nel caso in cui la probabilità di impatto con un debris risulti essere superiore a 1:10.000 e ciò è avvenuto almeno una quindicina di volte da quanto la *ISS* è in orbita.

Nel 2005, un pezzo del veicolo di lancio cinese **CZ-4** esplose nel 2000, collise con l'ultimo stadio del **Thor Burner 2A** della NASA, spostando entrambi gli oggetti in orbite leggermente perturbate e producendo nuovi frammenti.

Non tutti gli eventi di creazione dei debris furono però accidentali, come nel caso dei test anti-satellite. Nel 2007, per esempio, con l'esplosione pianificata del satel-

lite meteorologico **Fengyun-1C** da parte della Cina, la nuvola detritica già presente in orbita aumentò notevolmente di dimensioni. [10]

Due anni dopo, invece, avvenne il primo caso di collisione fra due *spacecraft* ancora integri: il satellite americano **Iridium 33**, ancora operativo al momento della collisione, collise con il satellite russo **Kosmos 2251**, non più funzionante. I due satelliti si trovavano su orbite quasi circolari con inclinazione elevata: al momento della collisione (avvenuta con una velocità di oltre 11 km/s), i due piani orbitali si intersecarono con un angolo quasi retto. Dopo circa due mesi vennero identificati e catalogati 823 dei detriti più grandi, senza considerare tutti quelli di piccole dimensioni. Il **Kosmos 2251**, più pesante del primo, si ruppe in più frammenti: essendo il veicolo pressurizzato, è possibile che sia esploso durante la collisione.

1.2 Tipologie di generazione dei debris

Nel 1958, gli Stati Uniti lanciarono in orbita MEO (*medium Earth orbit*) **Vanguard I**: esso è, ancora oggi, il più vecchio debris creato dall'uomo presente in orbita e si stima che possa rimanerci per circa 240 anni. Vanguard I fu progettato per testare le capacità di lancio di un veicolo a tre stadi e gli effetti dell'ambiente spaziale sul satellite e sui suoi sistemi. [11]

Un altro *human-made* debris più recente è quello di **Envisat**, il più grande satellite per l'osservazione terrestre lanciato nel 2002: dopo circa dieci anni dall'inizio della missione, le comunicazioni si sono interrotte; tenendo conto delle sue dimensioni e dell'orbita, potrebbero volerci più di 150 anni prima che esso venga gradualmente attratto dall'atmosfera terrestre. Envisat si trova in un'orbita in cui la nuvola detritica è destinata ad aumentare negli anni e di conseguenza una o più collisioni potrebbero avvenire, generando frammenti e innescando una serie di collisioni a catena. [19]

I detriti spaziali, di cui sono stati proposti degli esempi, possono essere generati, solitamente, in tre modi diversi:

- Generazione in seguito a missioni
- Incidenti
- Creazione volontaria

Nel seguito vengono brevemente presentate le diverse tipologie.

1.2.1 Generazione in seguito a missioni

Le operazioni di rilascio in orbita possono generare oggetti di diverse dimensioni e ad esse corrispondono circa il 12% dei debris catalogati finora. Per esempio, l'esausto del propellente solido di un razzo contiene piccole particelle di ossido d'alluminio: esse possono rimanere in orbita fino a due settimane, mentre le particelle più grandi, che sono eiettate a basse velocità e rimangono nella stessa orbita del satellite, possono rimanere nello spazio persino più a lungo.

Lo stesso rilascio del satellite dal veicolo di lancio può richiedere l'impiego di cariche esplosive che, disintegrandosi a loro volta, generano piccole particelle.

Inoltre, anche il semplice rilascio di scudi protettivi e dispositivi hardware contribuisce all'incremento di "rifiuti" presenti in orbita.

Negli ultimi anni, essendo aumentata la consapevolezza rispetto al problema del sovraffollamento in orbita, si tende a limitare il più possibile questa tipologia di generazione: per esempio, gli stadi dei razzi vengono progettati in modo da rientrare nell'atmosfera o da essere portati in *parking orbits* (in cui i detriti non possono più creare problemi), piuttosto che rimanere in *LEO*. [4]

1.2.2 Incidenti

Un report del 2005 ha evidenziato che il 73% della creazione dei debris è legato a questa tipologia di generazione. Può succedere che gli astronauti perdano degli oggetti mentre lavorano al di fuori dello spacecraft: per esempio, durante la prima attività extraveicolare (EVA) nel 1965, un guanto termico di scorta fluttuò fuori dal portello aperto della capsula Gemini IV.

Un anno dopo, Mike Collins perse una fotocamera al di fuori dalla capsula Gemini X. Nel 2008, Heidemarie Stefanyshyn-Piper stava lavorando al di fuori della **ISS** quando un ingrassatore perse lubrificante all'interno di una cassetta degli attrezzi; cercando di pulire, la cassetta fluttuò via e rimase in orbita per otto mesi prima di rientrare, bruciando, nell'atmosfera.

Più comunemente, i debris "accidentali" vengono generati da **esplosioni** o **collisioni**. Può per esempio succedere che i serbatoi esplodano nel caso di rimanenze di propellente liquido al loro interno: l'esposizione solare incrementa la pressione all'interno del serbatoio in modo da portarlo all'esplosione. Per ovviare a questo problema, si cerca di consumare completamente il fuel o comunque di svuotare le rimanenze del serbatoio nello spazio.

In alcuni casi può succedere che il satellite rilasci spontaneamente frammenti, come nel caso di **Cosmos 1818**: due decenni dopo la sua immissione in orbita, incominciò a rilasciare, probabilmente, particelle refrigeranti del reattore (essendo un satellite alimentato a nucleare).

Le collisioni stanno diventando sempre più frequenti, essendo lo spazio sempre più "trafficato". Esse possono avvenire fra due oggetti o fra un debris e un satellite attivo e le velocità in gioco sono molto alte: persino una piccola scaglia, a 10 km/s, potrebbe generare un danno significativo ad un oggetto molto più grande, considerando l'energia che scaturirebbe da una collisione di questo tipo. [4]

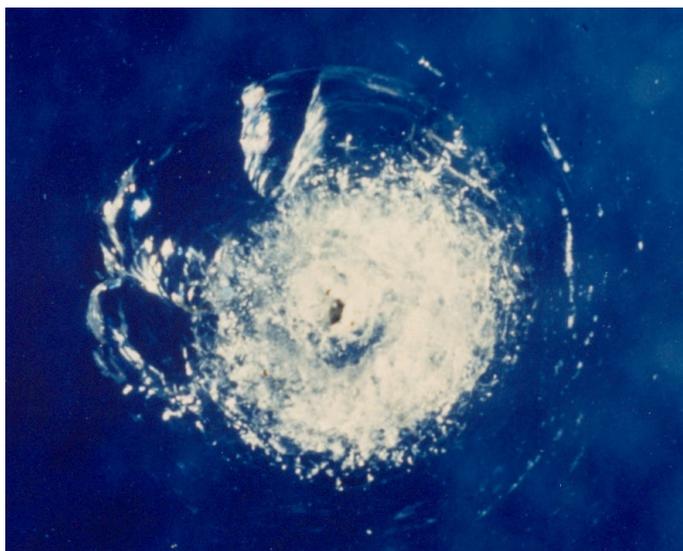


Figure 2: Cratere su una finestra del Challenger

1.2.3 Creazione intenzionale

Come riportato in precedenza, fra il 1968 e il 1985 gli Stati Uniti e l'ex-Unione Sovietica condussero numerosi test per armi anti-satellite. Nella versione sovietica, l'arma doveva esplodere in prossimità del target e distruggerlo sfruttando le schegge generate; il sistema americano, d'altra parte, non prevedeva un'esplosione, ma venne ideato per distruggere il target tramite impatto diretto.

Il test antisatellite più catastrofico (e di conseguenza il più conosciuto) fu quello del **Fengyun-1C**, descritto nel paragrafo precedente.

Oltre a questa tipologia di creazione, dovuta ai test, è presente anche quella relativa all'utilizzo dei satelliti in miniatura: molti non sono manovrabili, quindi non sono in grado di evitare gli *space debris*, ma è comunque poco costoso produrli ed inserirli in orbita. [4]

1.3 Tipologie di mitigazione

Ci sono diverse possibilità per ridurre la quantità di debris presenti in orbita.

Il concetto alla base è semplice: evitare di peggiorare il problema, riducendo o prevenendo la creazione di ogni nuovo debris, così da proteggere le orbite LEO o geostazionarie. Per esempio, il numero di debris creato durante le normali operazioni di routine può essere ridotto non rilasciando niente nello spazio circostante (che non debba essere rilasciato per forza) oppure minimizzando il rischio di rotture (*breakups*) interne.

Come già detto in precedenza, possono verificarsi esplosioni degli *spacecraft* in orbita a causa di rimanenze di propellente all'interno dei serbatoi. A ciò si potrebbe ovviare, per esempio, continuando ad utilizzare il motore dello stadio fin quando non è più presente propellente oppure semplicemente espellendo all'esterno la rimanenza; quest'ultima tecnica si chiama **passivazione** e viene utilizzata in maniera simile anche per batterie e altre sorgenti di energia.

Un altro esempio di mitigazione consiste, per esempio, nel portare veicoli utilizzati e senza più impiego fuori da orbite "utili", in modo da liberare quindi le orbite LEO e GEO e renderle pienamente sfruttabili per scopi commerciali e scientifici. Come riportato dallo IADC (*Inter-Agency Space Debris Committee*), è possibile deorbitare gli spacecraft in LEO mentre per i debris in GEO è meno costoso spostarli in orbite "cimitero": queste **graveyard orbits** si trovano ad almeno 300 km sopra l'anello orbitale geosincrono, perché in questo modo non sono presenti forze (quali la pressione solare) che riporterebbero l'oggetto alla sua posizione di partenza. Entrambe queste tecniche richiedono propellente aggiuntivo, dovendo rallentare, abbassare o alzare di quota lo spacecraft. [23]

Negli ultimi anni sono stati sviluppati numerosi metodi per la cattura e la rimozione dei detriti in orbita. Nelle sezioni seguenti verranno presentati gli esempi più significativi per ogni categoria.

1.3.1 Metodi di cattura

La fase di cattura gioca un ruolo cruciale nell'intero processo di missione. In primis, esistono due tipologie di metodi di cattura, ovvero il metodo *contact* e il metodo *contactless*: la seconda tipologia è comunque legata alla deflessione delle orbite degli asteroidi, quindi verranno solo presentate le tipologie incluse nel metodo *contact*. [15] - [7]

In breve vengono elencati di seguito:

- Tentacles capturing;
- Single arm capturing;
- Multiple arm capturing;
- Net capturing;
- Tether-gripper mechanism;
- Harpoon mechanism;

Tentacles capturing è una tipologia di cattura in cui il processo di rimozione può avvenire con o senza l'uso di un braccio robotico. Quando lo si utilizza, i cosiddetti "tentacoli" avvolgono il debris tramite un meccanismo a morsa, previa tenuta del target per un punto tramite il braccio robotico.

Per quanto riguarda il non-utilizzo del braccio robotico, le simulazioni sono state eseguite con successo ma sono i requisiti GN&C ad essere molto stringenti. Senza il braccio robotico, il processo consiste nell'avvolgere il target prima di eseguire il contatto: in questo modo, viene evitato il "rimbalzo" del chaser. Il meccanismo di bloccaggio viene poi serrato e l'insieme chaser-target diventa un tuttuno rigido. Un esempio di questa metodologia di cattura è dato da **TAKO Flyer** o da **OctArm V**.

Single arm capturing ovvero l'utilizzo di un braccio robotico per la cattura. Come discusso in precedenza, un debris può anche essere un satellite non più operativo e di conseguenza non più cooperativo e può addirittura ruotare su se stesso (*tumbling*). Sono state testate diverse missioni per simulare il comportamento di una cattura con un *tumbling target*, tra cui la DEOS (Deutsche Orbital Servicing Mission).

Gli aspetti principali da considerare per questo tipo di approccio sono tre, ovvero l'influenza dell'impatto, il *de-tumbling* e la sincronizzazione d'assetto: nel primo caso, si può controllare la direzione della velocità relativa fra chaser e target o minimizzare la forza d'impatto ottimizzando anche la traiettoria d'approccio; nel secondo caso, quando il *tumbling rate* è fra i $3^\circ/\text{s}$ e i $30^\circ/\text{s}$, il target deve essere riassetato utilizzando un *brush contactor* che è in grado di scaricare il momento angolare del debris; per il terzo e ultimo, si deve assicurare che il punto di cattura sia sempre diretto verso il chaser e quindi è utile mantenere una distanza relativa costante così come l'assetto.

Multiple arms capturing consiste in due braccia robotiche, spesso controllate da terra. Esse sono solitamente usate per assemblare una struttura spaziale o per il rifornimento e, nel caso della rimozione, il secondo braccio è in grado di stabilizzare il satellite.

Net capturing è il primo dei collegamenti flessibili elencati finora. Nelle precedenti tipologie, la connessione fra chaser e target è rigida: questo rende il tutto più stabile ma fa aumentare i costi.

Il meccanismo di cattura "a rete" consiste appunto in una rete con quattro pesi posizionati ad ogni suo angolo: questi aiutano ad allargarla nel momento in cui viene lanciata. Una volta catturato il debris, questo verrà trasportato in un'orbita "cimitero". Questa metodologia è considerata come una delle più promettenti visto che permette una distanza relativa fra chaser e target abbastanza grande, è flessibile e pesa poco. La progettazione della rete risulta essere un passaggio fondamentale. Anche in questo caso sono molti gli aspetti da tenere in considerazione, uno fra tutti l'influenza del contatto: essendo inevitabile, è importante sapere che il debris potrebbe rompersi o che addirittura l'avvolgimento sia inesatto. Un altro aspetto degno di nota riguarda il processo di rilascio della rete, in cui i pesi possono essere lanciati in diverse combinazioni di velocità e direzioni.

Tether-gripper mechanism è un concetto proposto negli anni '60 il cui principio è simile a quello della rete presentata in precedenza. Esso consiste in una specie di pinza (*gripper*) a 3 estremità il cui compito è quello di agganciarsi al target. Il gripper è progettato per agganciarsi ad una parte specifica e lo deve fare in modo preciso e stabile.

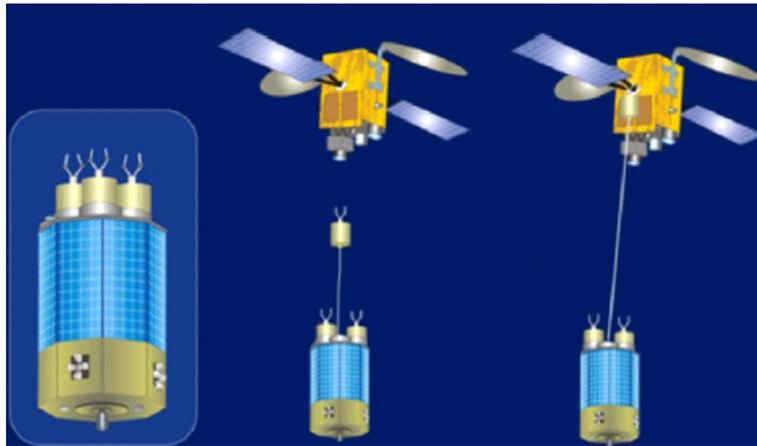


Figure 3: Catura attraverso il meccanismo tether

È importante considerare che, quando il chaser viaggia con il target per compiere il rientro, tramite il meccanismo di cui sopra, è possibile una collisione fra i due veicoli se viene eseguito un movimento improprio. Secondo alcuni studi, il *tether* deve sempre essere in tensione per assicurare un trasporto in sicurezza.

Harpoon mechanism è l'ultima tipologia di meccanismo riguardante la cattura del target. L'arpione, con punte uncinato, viene lanciato dal chaser per incastrarsi nel debris, oggetto della rimozione. Dato che questo arpione deve penetrare all'interno del detrito per poterne effettuare la rimozione, è presente il rischio (elevato) di generare altri debris; non solo, questo meccanismo non è adatto per debris che ruotano velocemente su loro stessi.

Comunque, visto che i frammenti dovrebbero rimanere dentro il target, si crede che questa generazione aggiuntiva non sia di particolare preoccupazione.

1.3.2 Metodi di rimozione

I metodi di rimozione sono differenti rispetto ai metodi di cattura. Possono essere eseguiti subito dopo oppure, in alcuni casi, è possibile procedere immediatamente con la rimozione, saltando la fase di cattura. Gli esempi più importanti sono:

- Drag augmentation system
- Electro-dynamic tether
- Contactless removal methods
- Contact removal methods

e di seguito vengono brevemente presentati. [15] - [7]

Drag augmentation system si basa sull'aumento del rapporto area-massa del debris, per aumentare l'influenza della resistenza atmosferica: ciò elimina dunque la necessità di avere un veicolo chaser per il rientro ed è, inoltre, compatibile con le diverse dimensioni degli space debris. Solitamente questo metodo viene utilizzato per le orbite LEO, vista la distribuzione dell'atmosfera.

Possono essere previsti diversi metodi che sfruttano questo sistema, i principali sono il *foam method* e l'*inflatable method*. Nel primo, viene rilasciata della schiuma da un dispositivo installato sul target: essa si attacca al debris e lo ricopre interamente. La schiuma deve essere abbastanza rigida da non venire distrutta ed evitare così di generare nuovi debris. Nel secondo caso, un pallone gonfiabile sostituisce la schiuma: lo svantaggio principale è che la missione fallisce nel caso in cui il pallone venga distrutto da parti acuminate di debris.

Electro-dynamic tether è un metodo che sfrutta il campo geomagnetico per la fase di rientro dei detriti. Ha due svantaggi principali: in prima cosa non è possibile usarlo in LEO data la troppo bassa intensità magnetica e, in secondo luogo, la forza di Lorentz dipende dalla quantità di corrente che scorre nel *tether*.

Solar radiation force è, come sopra, un metodo che permette la rimozione dei detriti sfruttando la radiazione solare ed è possibile utilizzarlo per satelliti non-operativi le cui vele solari (grandi specchi che vengono colpiti dalla luce solare, è un metodo di propulsione) funzionano ancora.

Contactless removal methods sono metodi in cui non è previsto il contatto diretto durante la fase di rimozione (e ciò richiederà più tempo). Il principio alla base di questi metodi è quello di decrementare la velocità del debris abbassando la sua quota "gettando" degli oggetti nella traiettoria. Alcuni metodi rilevanti sono i seguenti:

- *Artificial atmosphere influence*: vengono propulse delle particelle atmosferiche sul percorso del debris;
- *Laser systems*: è possibile utilizzarli su debris di varie dimensioni e in questo caso si parla di fasci laser e non di particelle. Con questo metodo la probabilità di generare nuovi debris è alta.

Contact removal methods a differenza del precedente, è un concetto che sfrutta appunto il contatto durante la rimozione. Alcune metodologie sono le seguenti:

- *Slingshot method*: il chaser cattura il detrito e lo lancia verso la Terra per poi passare al successivo (è un metodo che permette di rimuovere più debris alla volta);
- *Adhesive method*: come il precedente, permette di rimuovere più detriti con un solo lancio. Il kit di deorbiting aderisce al debris e lo rimuove dalla sua orbita. La "navicella madre" può contenere e rilasciare fino a sei kit.

1.4 Cenni sulla competizione GTOC9

La *Global Trajectory Optimization Competition* è un evento, della durata di circa un mese, che viene organizzato ogni uno-due anni in cui matematici e ingegneri di tutto il mondo si sfidano per risolvere un problema sul progetto di traiettorie interplanetarie. Il vincitore dell'edizione corrente decide l'argomento e le regole della successiva. [21].

Il presente lavoro si focalizza sulla ricerca dei tempi di trasferimento ottimali fra detriti in un problema di ADR (*Active Debris Removal*) per minimizzare il costo (ΔV , ovvero l'impulso istantaneo di velocità) globale delle missioni previste. Si è presa in esame la competizione *GTOC9* tenutasi nel 2017, in particolare la soluzione vincitrice proposta dal JPL. Lo scenario proposto per la competizione, la *Kessler Run*, è la seguente:

”E' l'anno 2060 e lo sfruttamento commerciale delle orbite è andato ben oltre il trilione di Euro [...]. In seguito all'esplosione imprevista di un satellite eliosincrono, l'effetto Kessler ha innescato ulteriori impatti e l'ambiente LEO eliosincrono è stato fortemente compromesso. Gli scienziati, provenienti dalle principali agenzie spaziali e compagnie spaziali private, hanno identificato e isolato, in orbita, un insieme di 123 detriti che, se rimossi, ristabilirebbero la possibilità di operare in quell'ambiente orbitale ed evitare così che l'effetto Kessler lo comprometta permanentemente. I partecipanti alla competizione sono invitati a progettare una serie di missioni in grado di rimuovere tutti i detriti minimizzando il costo globale di questo sforzo.” [5]



Figure 4: Debris in orbita

In breve, per evitare che la sindrome di Kessler renda ostile l'ambiente spaziale, attraverso la competizione viene richiesta la rimozione, in qualsiasi modo ma tenendo conto di alcuni vincoli, di 123 detriti precedentemente identificati. Sul sito della competizione, <https://kelvins.esa.int>, è reso disponibile un file in cui sono presenti, per ogni detrito, l'ID, i parametri orbitali osculanti (a , e , i , Ω , ω , M) e l'epoca di riferimento a cui sono calcolati.

1.5 Panoramica della missione

Come riportato nel paragrafo precedente, per questo lavoro si è presa in esame la competizione *GTOC9* e, in particolare, la soluzione vincente proposta dal *Jet Propulsion Laboratory (JPL)*.

L'obiettivo è l'ottimizzazione delle tempistiche della missione proposta, ottenuta attraverso la minimizzazione del costo totale, valutato con il calcolo del ΔV totale. Tale ottimizzazione, eseguita dopo aver validato i risultati del JPL, è stata implementata per mezzo di un algoritmo genetico.

In seguito al lancio in orbita di un veicolo chaser munito di kit per il de-orbiting, questo deve raggiungere un target, il detrito, e consegnarglielo. Dopo averlo fatto, il chaser prosegue verso un altro detrito e così via. Il *deorbit kit* ha una massa di 30 kg, come riportato nello *statement* della competizione.

Nel caso del JPL sono state identificate 10 missioni (visto che è possibile effettuare più lanci), con un numero di detriti variabile, da eseguire entro circa 8 anni dall'epoca iniziale 23467 [MJD2000] (trasformata nel codice Matlab in tempo 0) in cui devono essere raggiunti e deorbitati 123 debris, posizionati in orbite LEO. Per questo problema viene considerato l'utilizzo della propulsione chimica, quindi le manovre verranno eseguite tramite variazioni istantanee di velocità (impulsi). Di seguito viene presentata la soluzione proposta dal JPL. [13]

Table 1: Prima parte della soluzione

Mission	Start [MJD2000]	End [MJD2000]	Launch Mass [kg]
1	23557,18	23821,03	5665,38
2	23851,08	24024,53	4666,15
3	24057,47	24561,49	6589,58
4	24637,26	24916,44	5679,10
5	24946,47	25232,94	4906,59
6	25262,95	25455,15	5062,74
7	25485,20	25682,33	4082,33
8	257121,38	25915,53	3725,73
9	25956,06	26237,29	4897,35
10	26267,80	26416,00	3438,62

Table 2: Seconda parte della soluzione

Mission	Number of objects	Debris ID
1	14	23, 55, 79, 113, 25, 20, 27, 117, 121, 50, 95, 102, 38, 97
2	12	19, 115, 41, 26, 45, 82, 47, 85, 7, 2, 11, 77
3	21	72, 107, 61, 10, 28, 3, 64, 66, 31, 90, 73, 87, 57, 35, 69, 65, 8, 43, 71, 4, 29
4	11	108, 24, 104, 119, 22, 75, 63, 112, 37, 32, 114
5	14	84, 59, 98, 1, 40, 51, 36, 67, 62, 99, 54, 122, 76, 15
6	10	101, 48, 53, 5, 12, 39, 58, 13, 60, 74
7	10	49, 9, 70, 93, 105, 46, 88, 118, 18, 91
8	9	86, 34, 100, 30, 92, 6, 110, 96, 81
9	12	33, 68, 116, 106, 14, 52, 120, 80, 16, 94, 83, 89
10	10	44, 111, 56, 78, 0, 17, 109, 103, 42, 21

Il chaser, dopo circa 90 giorni dall'inizio della competizione, viene già posizionato in corrispondenza del primo detrito da rimuovere. Vi sono alcuni vincoli da rispettare, tra cui:

- Il chaser deve stare almeno 5 giorni fermo in prossimità del target per consegnare e attivare il kit per il de-orbiting;
- Non possono avvenire più missioni contemporaneamente e di conseguenza, dalla fine di una missione, devono passare almeno 30 giorni;
- Per ogni coppia di detriti non è possibile superare i 30 giorni (considerando il tempo di trasferimento e il tempo di rendezvous con il primo detrito);
- Tutti gli eventi devono avvenire in una *time window* predefinita, ovvero fra le epoche 23467 e 26419 [MJD2000] (corrispondente ad una finestra di circa 8 anni);

Come riportato nell'ultimo vincolo, l'epoca di partenza è la 23467 [MJD2000], trasformata successivamente nel giorno 0.

Il *giorno giuliano* JD rappresenta il numero di giorni trascorsi dalle 12 del 1° gennaio 4714 aC; è stato ideato per fornire un singolo sistema di date. Invece, il *Modified Julian Day* (giorno giuliano modificato) è definito nel seguente modo:

$$MJD = JD - 2400000.5$$

e corrisponde alla mezzanotte del 18 novembre 1858. Il *Modified Julian Day 2000*, utilizzato nella competizione, è definito come:

$$MJD2000 = MJD - 51544$$

e corrisponde al numero di giorni passati dalle ore 12 del 1° gennaio 2000.

ID	ref epoch [mjd2000]	a [m]	e	i [rad]	W [rad]	w [rad]	M[rad]
0	2.19E+04	7.17E+06	1.49E-03	1.71E+00	5.43E+00	5.19E-01	3.22E+00
1	2.22E+04	7.12E+06	1.68E-02	1.72E+00	4.03E+00	2.25E+00	4.88E+00
2	2.20E+04	7.16E+06	3.79E-03	1.70E+00	2.93E+00	4.49E+00	6.24E+00
3	2.22E+04	7.11E+06	6.67E-03	1.69E+00	6.23E-01	3.41E+00	4.77E+00
4	2.21E+04	7.10E+06	1.83E-03	1.75E+00	2.62E+00	2.40E+00	3.13E+00
5	2.20E+04	7.17E+06	8.50E-03	1.73E+00	4.72E+00	2.99E+00	5.49E+00
6	2.21E+04	7.06E+06	8.72E-03	1.72E+00	3.57E+00	4.98E+00	4.20E+00
7	2.21E+04	7.06E+06	2.49E-03	1.71E+00	1.46E+00	4.30E+00	5.35E+00
8	2.21E+04	7.13E+06	1.63E-02	1.74E+00	1.33E-01	5.84E+00	5.56E+00
9	2.20E+04	7.15E+06	8.01E-03	1.71E+00	3.38E+00	1.28E+00	5.22E+00
10	2.22E+04	7.16E+06	2.40E-03	1.72E+00	2.60E+00	1.89E+00	4.38E+00

Figure 5: Particolare dei parametri orbitali dei primi dieci *debris*

Come riportato nel paragrafo precedente, sono stati forniti i parametri orbitali dei 123 detriti, identificati con dei numeri che vanno da 0 a 122: le inclinazioni

dei piani orbitali risultano essere molto simili fra di loro, così come i valori delle dimensioni delle orbite, identificati dal semiasse maggiore a .

E' possibile trascurare l'effetto di ω dato che le orbite sono praticamente delle circonferenze (i valori di eccentricità delle orbite sono molto piccoli); si trascura anche la fasatura visto che si considerano trasferite con molte rivoluzioni.

2 Richiami di meccanica del volo spaziale

In questo capitolo vengono richiamati alcuni concetti di base della meccanica del volo spaziale (introducendo in particolare i fenomeni perturbativi).

Viene anche introdotto brevemente il modello dinamico utilizzato per descrivere la dinamica dei detriti.

2.1 Introduzione

Nella prima delle sue tre leggi, Keplero affermò che "l'orbita descritta da un pianeta è un'ellisse, di cui il Sole occupa uno dei due fuochi" e lo stesso può essere esteso per un oggetto che orbita attorno alla Terra, visto che si comporta esattamente come un satellite. In questo lavoro, si considera l'approssimazione a orbite circolari, essendo l'eccentricità pari ad un valore più piccolo di 0.02.

In generale, la forma dell'orbita è fornita dall'equazione della traiettoria. Combinando la legge di gravitazione:

$$F = -G \cdot \frac{m \cdot M}{r^2} \quad (1)$$

e la seconda legge di Newton:

$$F = m \cdot \ddot{r} \quad (2)$$

si ottiene l'equazione del moto per un satellite (quindi anche per un debris orbitante attorno al corpo principale, nel nostro caso la Terra):

$$\ddot{r} = -\frac{\mu}{r^2} \quad (3)$$

In queste equazioni, $G = 6.674 \cdot 10^{-11} Nm^2/kg^2$ è la costante di gravitazione universale, M è la massa del corpo centrale, m è la massa del corpo secondario e r è la distanza fra i loro centri; μ è la costante gravitazionale del pianeta attorno al quale orbita il debris: quello della Terra è $\mu = 398600 km^3/s^2$. [3]

Dall'equazione del moto è possibile ricavare l'equazione della traiettoria:

$$r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos \nu} \quad (4)$$

in cui p è il semilatus rectum, e è l'eccentricità e ν è l'anomalia vera, un angolo misurato dal pericentro in un sistema di riferimento polare; questa equazione rappresenta quindi l'equazione di una conica. [1]

E' il valore di e che definisce la forma dell'orbita:

- $e = 0$, orbita circolare
- $0 < e < 1$, orbita ellittica
- $e = 1$, orbita parabolica
- $e > 1$, orbita iperbolica

Dato che le orbite dei detriti presentano eccentricità molto piccola, è possibile trattarle come orbite circolari. Le equazioni presentate di seguito sono una particolareggiata dell'orbita ellittica, avendo posto $a = r$ e $e = 0$.

La velocità angolare dell'orbita è scritta come:

$$\omega = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} \quad (5)$$

La velocità circolare dell'orbita è:

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (6)$$

e il periodo orbitale è:

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{r^3}{\mu}} \quad (7)$$

2.2 Parametri orbitali

I parametri orbitali, anche detti elementi Kepleriani, sono così chiamati perché descrivono le caratteristiche principali di un'orbita.

I sei parametri (o sette, se si considera anche il tempo), misurati in un sistema di riferimento inerziale, sono i seguenti:

- Inclinazione, i
- Longitudine del nodo ascendente o Ascensione retta del nodo ascendente, Ω
- Argomento del periastro, ω
- Eccentricità, e
- Semiasse maggiore, a
- Anomalia vera, ν

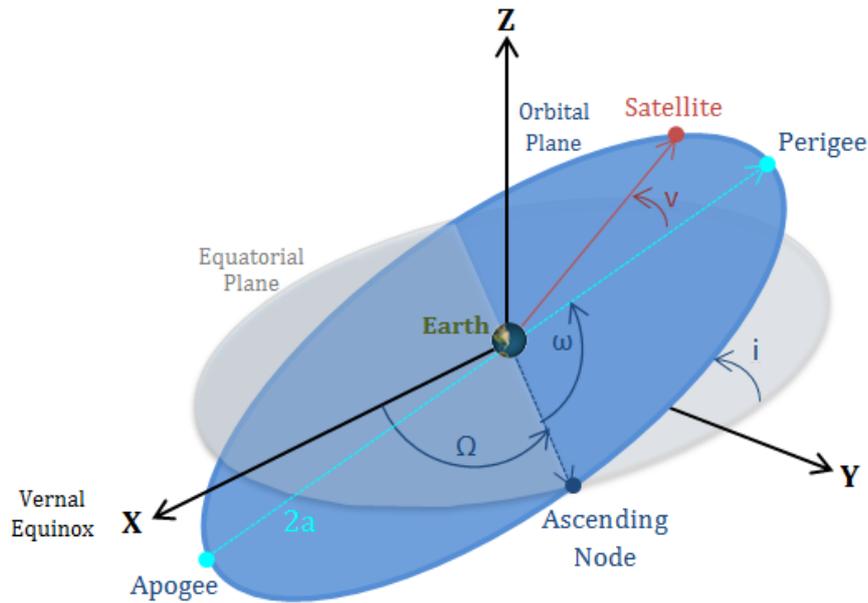


Figure 6: Rappresentazione dei parametri orbitali

Nel seguito verranno definiti, in breve, i vari elementi orbitali.

Inclinazione i rappresenta l'angolo fra il piano orbitale e il piano equatoriale ed è espresso in gradi $[\circ]$: segnala l'orientamento dell'orbita, insieme a Ω (RAAN). Questo angolo è definito fra 0° e 180° : piccole inclinazioni sono associate con il moto diretto, mentre quelle vicine ai 180° sono legate al moto retrogrado. [2]

Longitudine del nodo ascendente Ω chiamato *Ascensione retta del nodo ascendente* o *RAAN* quando è misurato nel piano equatoriale e *Longitudine retta del nodo ascendente* quando viene misurato nel piano dell'eclittica. E' l'angolo definito fra la direzione dell'Equinozio di Primavera e il nodo ascendente dell'orbita e insieme all'inclinazione i definisce l'orientamento dell'orbita.

Per nodo ascendente si intende il punto in cui l'oggetto interseca il piano di riferimento passando dall'emisfero Sud ($z < 0$) all'emisfero Nord ($z > 0$).

Argomento del periastro ω è l'angolo compreso fra il nodo ascendente e il periastro, misurato nel piano dell'orbita. Se, per esempio, ω vale 0° , vuol dire che il corpo orbitante sarà nel punto di massima vicinanza al corpo centrale nel momento in cui attraversa il piano di riferimento da Sud a Nord; se invece vale 90° , allora il corpo si troverà nel punto più a Nord del piano di riferimento quando raggiunge il suo periastro. Esso definisce l'orientazione del moto del piano orbitale.

Eccentricità e parametro adimensionale che si riferisce alla forma dell'orbita, utilizzando l'equazione della traiettoria (nel caso particolare di orbita circolare, l'eccentricità vale zero).

Semiassse maggiore a mi permette di definire le dimensioni dell'orbita, essendo la distanza massima dal centro dell'ellisse. Insieme all'eccentricità, permette di calcolare il *semilatus rectum*, ovvero distanza tra ciascuno dei fuochi dell'ellisse e i punti sull'ellisse di cui i fuochi sono proiezione ortogonale sull'asse maggiore, la posizione del periastro (punto dell'orbita più vicino all'astro) e l'apoaastro (di conseguenza il più lontano).

Anomalia vera ν è l'angolo compreso fra il periastro dell'orbita e la posizione del corpo orbitante misurato rispetto al fuoco. Rappresenta la distanza angolare percorsa dal corpo a partire dal periastro e permette così di conoscere la posizione del debris lungo l'orbita.

2.3 Fenomeni perturbativi

In orbita, gli oggetti non si muovono indisturbati: sono soggetti a perturbazioni che possono alterare il loro movimento. Una perturbazione, nello spazio, è rappresentata da un'ulteriore forza che agisce sul corpo, già soggetto alla forza gravitazionale del pianeta attorno al quale si trova ad orbitare. Le perturbazioni non sono tutte piccole, anzi, alcune possono essere grandi come la forza primaria (attrattiva): ignorare la presenza delle perturbazioni può portare a risultati catastrofici, come nel caso di missioni interplanetarie; è quindi importante utilizzare metodi di analisi per predire l'influenza di suddetti effetti.

L'orbita *osculatrice* sarebbe quella che un corpo seguirebbe nel caso ideale, ovvero nel caso senza perturbazioni. Nel caso di moto perturbato, non è possibile trovare una soluzione analitica in forma chiusa e lo studio della soluzione approssimata fa parte della branca più sviluppata e interessante della meccanica celeste.

Le perturbazioni, come accennato, modificano l'orbita percorsa dal satellite e ne alterano i parametri orbitali. Esistono diverse categorie di perturbazioni che possono influenzare l'orbita di un satellite e le principali sono le seguenti:

- Secolari: sono perturbazioni che dipendono dal tempo e che possono quindi variare in positivo o in negativo la variabile in esame;
- Periodiche di lungo periodo: questo tipo di perturbazione causa variazioni armoniche delle variabili su tempi molto lunghi;
- Periodiche di corto periodo: speculari della categoria precedente, agiscono su tempi più limitati;
- Risonanti: la modifica dei parametri avviene a causa dell'incremento dell'energia, sfruttando una risonanza fra perturbazione e movimento dell'orbita.

Le perturbazioni più importanti che agiscono su un satellite in orbita (e di conseguenza su un debris) sono dovute agli effetti aerodinamici, all'attrazione lunare e solare, alla pressione di radiazione, agli effetti elettromagnetici e alla non sfericità e non omogeneità della Terra. Nel seguito questi effetti verranno brevemente discussi. [2]

Effetti aerodinamici. Le forze aerodinamiche vengono generate dal movimento dell'oggetto in orbita e, chiaramente, quella con maggior impatto risulta essere la resistenza aerodinamica. Sapendo che la densità atmosferica varia con l'altitudine, e la *drag force* ne è dipendente, questo genere di effetti diminuisce man mano che la distanza dal pianeta aumenta: sono quindi da considerare nel momento in cui ci si trova, per esempio, ad una quota di 200 km, ma è possibile negligerli per orbite sopra i 1000 km.

Attrazione lunare e solare. Questo effetto, dato da un terzo corpo, diventa molto importanti man mano che la distanza fra la Terra e l'oggetto orbitante aumenta, dato che il debris lascia la sua sfera d'influenza (dovuta all'attrazione gravitazionale) per essere catturata da quella del Sole o della Luna. E' evidente che questo effetto, per le orbite GEO, sia una delle principali origini di perturbazioni: per quanto riguarda la Terra, come riportato sopra, questa tipologia di effetto data dalla Luna o dal Sole è di 10^4 volte più grande di quello degli altri pianeti.

Pressione di radiazione. Questo effetto può essere diretto, riflesso (come nel caso dell'*albedo* ovvero la radiazione solare riflessa dalla Terra) oppure dovuto alla radiazione stessa della Terra. La pressione di radiazione è data dall'impatto dei fotoni con la superficie del satellite e dipende delle proprietà di riflessione, dal rapporto area/massa e da un parametro detto *eclipse factor* (0 quando "in ombra") dell'oggetto stesso.

Non è un effetto molto importante nel momento in cui ci si trova in prossimità della Terra, però l'effetto cumulativo, su un lungo periodo di tempo, può produrre cambiamenti significativi nelle orbite dei satelliti GNSS (per la radiolocalizzazione e navigazione terrestre). [14]

Effetti elettromagnetici. Alle quote in cui è possibile trovare un satellite, l'atmosfera è parzialmente ionizzata e di conseguenza può succedere che lo *spacecraft* acquisisca un certo potenziale elettrico. Essendo presente anche un campo magnetico, possono allora generarsi forze elettromagnetiche. Solitamente questi effetti non sono comunque presi in considerazione perché di piccola importanza.

Schiacciamento polare e distribuzione di massa non omogenea. La Terra non è una sfera, ma uno sferoide oblato: a causa della rotazione attorno al suo asse, la forza centrifuga schiaccia il pianeta Terra ai poli (la distribuzione di massa non è omogenea).

A causa di questo discostamento dalla forma sferica, esiste un effetto perturbante chiamato J_2 : esso diminuisce man mano che ci si allontana dalla Terra. Questo termine deriva da una serie di equazioni matematiche che descrivono gli effetti dello schiacciamento sulla forza di gravità del pianeta.

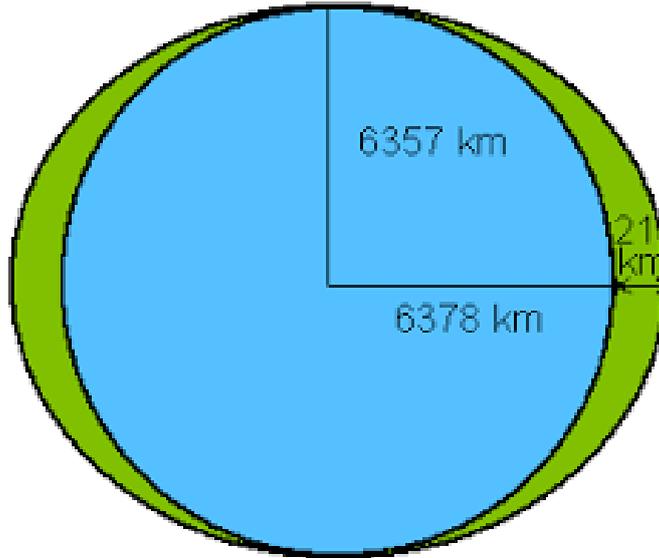


Figure 7: Non-sfericità della Terra

La forza prodotta da questo effetto é:

$$F_{J_2} = -m \frac{3J_2 \mu R_E^2}{2r^4} \quad (8)$$

con $J_2 = 1.08263 \cdot 10^{-6}$ un valore costante che viene dato all'effetto dello schiacciamento ai poli, $R_E = 6378.1km$ il raggio terrestre e $r =$ il raggio dell'orbita.

Lo schiacciamento ai poli produce una variazione nei parametri orbitali Ω e ω , dipendente dal semiasse maggiore e dall'inclinazione. Questo effetto non è del tutto negativo, soprattutto per quanto riguarda l'Active Debris Removal (ADR): è possibile sfruttare questa variazione per eseguire manovre meno costose, aspettando che i *RAAN* dei piani orbitali di una coppia di detriti in esame siano molto vicini o addirittura uguali.

Questa strategia, però, non può essere applicata nel caso di requisiti stringenti sul tempo, come nel caso di questo lavoro (i singoli trasferimenti non possono impiegare più di 25 giorni e l'intera rimozione dei 123 detriti non più di 8 anni): vengono quindi impiegate delle manovre a più impulsi per favorire così l'avvicinamento dei piani orbitali, combinando la variazione di inclinazione e la variazione di semiasse maggiore.

Gli altri parametri orbitali come semiasse maggiore, inclinazione ed eccentricità sono costanti nel tempo non essendo influenzati dal parametro J_2 .

2.4 Modello dinamico

Come già menzionato nella sezione precedente, è necessario prendere in considerazione l'effetto J_2 , mentre è possibile trascurare, poichè negligibili (i target presi in considerazione hanno un valore elevato di semiasse maggiore (a) e bassa eccentricità (e)), le altre tipologie di perturbazione.

Nel capitolo seguente, relativo al calcolo del ΔV , verrà adottato un semplice modello per descrivere la dinamica dei detriti; nei paragrafi successivi, invece, viene descritta la dinamica discussa nell'appendice A del paper della competizione.

Equazioni del moto E' importante considerare che il veicolo chaser, una volta raggiunta la sua prossimità, ha posizione e velocità pari a quelli del *debris* orbitante e dipende quindi dai parametri orbitali di tale orbita.

Quando, invece, si sta trasferendo verso il detrito successivo, la sua dinamica viene descritta dalle equazioni del moto seguenti.

In generale, la dinamica degli spacecraft viene descritta tramite equazioni differenziali del prim'ordine, ovvero:

$$\ddot{x} = -\frac{\mu x}{r^2} \left\{ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{r_{eq}}{r} \right)^2 \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right\} \quad (9)$$

$$\ddot{y} = -\frac{\mu y}{r^2} \left\{ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{r_{eq}}{r} \right)^2 \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right\} \quad (10)$$

$$\ddot{z} = -\frac{\mu z}{r^2} \left\{ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{r_{eq}}{r} \right)^2 \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right\} \quad (11)$$

Sono **ODE** che descrivono il moto Kepleriano perturbato dall'effetto J_2 .

Debris Ephemerids Come introdotto in precedenza, le orbite dei debris sono definiti da parametri orbitali "iniziali", ovvero calcolati ad una certa epoca di riferimento. I dati sono forniti nel file presente sul sito della competizione. Per conoscere i vettori posizione e velocità ad una certa epoca, è necessario aggiornare i parametri orbitali al tempo di interesse per poi convertirli.

Per primo, si procede calcolando le variazioni dei parametri orbitali, da inserire all'interno delle equazioni 12 - 14 presentate qui di seguito, da cui si ottiene l'ascensione retta del nodo ascendente Ω :

$$\Omega - \Omega_0 = \dot{\Omega}(t - t_0), \quad (12)$$

l'argomento del perigeo ω :

$$\omega - \omega_0 = \dot{\omega}(t - t_0), \quad (13)$$

e l'anomalia media:

$$M - M_0 = n(t - t_0), \quad (14)$$

con t l'epoca a cui ci si sta riferendo e n il modo medio, espresso come $\sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$.
Si procede con il calcolo dell'anomalia eccentrica E :

$$E - e \sin E = M \quad (15)$$

mentre l'anomalia vera può essere ottenuta manipolando la seguente relazione:

$$\tan \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan \frac{\nu}{2} \quad (16)$$

il *flight path angle*, angolo di rampa, da:

$$\tan \gamma = \frac{e \sin \nu}{1 + e \cos \nu} \quad (17)$$

e la norma del vettore velocità da:

$$v = \sqrt{\frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a}} \quad (18)$$

Quindi, è possibile calcolare le componenti cartesiane della posizione e della velocità tramite le seguenti equazioni,

$$x = r[\cos(\nu + \omega)\cos\Omega - \sin(\nu + \omega)\cos(i)\sin\Omega] \quad (19)$$

$$y = r[\cos(\nu + \omega)\sin\Omega + \sin(\nu + \omega)\cos(i)\cos\Omega] \quad (20)$$

$$z = r[\sin(\nu + \omega)\sin(i)] \quad (21)$$

$$v_x = v[-\sin(\nu + \omega - \gamma)\cos\Omega - \cos(\nu + \omega - \gamma)\cos(i)\sin\Omega] \quad (22)$$

$$v_y = v[-\sin(\nu + \omega - \gamma)\sin\Omega - \cos(\nu + \omega - \gamma)\cos(i)\cos\Omega] \quad (23)$$

$$v_z = v[\cos(\nu + \omega - \gamma)\sin(i)] \quad (24)$$

3 Valutazione ΔV e massa chaser

Nel seguente capitolo viene introdotto un metodo approssimato per la stima del ΔV , che viene utilizzato per quantificare il costo delle missioni e quindi come funzione obiettivo (*fitness function*) che verrà minimizzata tramite l'algoritmo genetico presentato nel Capitolo 4.

Vengono anche richiamati i concetti teorici necessari per il calcolo della massa iniziale del chaser.

3.1 Calcolo del ΔV

Le orbite dei *debris* sono descritte tramite i parametri orbitali, propagati da quelli forniti ad inizio competizione. La variazione di Ω , ω e M , anomalia media, causata dalla presenza dell'effetto J_2 è la seguente:

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \frac{J_2 \cos i}{(1-e^2)^2} \left(\frac{r_E}{a}\right)^2 \quad (25)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{3}{4} \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \frac{J_2 (5\cos^2 i - 1)}{(1-e^2)^2} \left(\frac{r_E}{a}\right)^2 \quad (26)$$

$$\frac{dM}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} + \frac{3}{4} \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \frac{J_2 (3\cos^2 i - 1)}{(1-e^2)^{3/2}} \left(\frac{r_E}{a}\right)^2 \quad (27)$$

Partendo da sequenze di detriti predefinite, è necessario trovare i tempi di trasferimento ottimali fra le varie coppie di detriti per minimizzare, come fine ultimo, il ΔV . Ciò viene eseguito implementando un algoritmo genetico.

Si è proceduto adottando una semplice approssimazione a due impulsi, [16], per ritrovare, e successivamente ottimizzare, la soluzione proposta dal *JPL*, vincitrice della competizione *GTOC9*.

Le variabili del problema sono due, ovvero:

- tempi di trasferimento fra coppie, da ottimizzare;
- tempi di stop fra una missione e la successiva, da ottimizzare.

Si è deciso di fissare, prendendoli pari a quanto proposto dal *JPL* così da poter fare un più semplice confronto, il numero di missioni, le sequenze dei detriti e i tempi di rendezvous per la consegna e l'attivazione del kit di deorbiting.

Per valutare il costo del trasferimento, esistono due possibilità: tempo di trasferimento *ottimale* e tempo di trasferimento *limitato*.

Nel momento in cui non sono presenti restrizioni temporali, allora il consumo,

e di conseguenza il costo, viene minimizzato: questo si verifica perché si attende il momento favorevole per far avvenire il trasferimento, cioè si ha tempo sufficiente per permettere alle due orbite di allinearsi (i RAAN devono essere sufficientemente vicini). Ciò è possibile anche grazie allo sfruttamento della perturbazione J_2 : orbite diverse hanno diversa variazione di Ω (dovuta a valori differenti di a e i), quindi, ad un certo tempo, i valori potranno sicuramente coincidere.

Per eseguire il trasferimento con propulsione chimica, si ricorre a variazioni istantanee di velocità.

L'impulso per cambiare simultaneamente modulo della velocità e piano orbitale, variando quindi semiasse maggiore e inclinazione, è:

$$\Delta V = \sqrt{V_1^2 \sin^2 \theta + V_1^2 \cos^2 \theta - 2V_1 V_2 \cos \theta + V_2^2} \quad (28)$$

che, riducendosi e considerando angoli piccoli (θ è l'angolo fra le due velocità), può essere riscritta come:

$$\Delta V = \sqrt{\Delta v_{s_a}^2 + \Delta v_i^2 + \Delta v_\Omega^2} \quad (29)$$

Che può essere vista come un'approssimazione della formula 28 in cui

- il primo termine si riferisce al cambiamento di velocità richiesto per la variazione di semiasse maggiore a ;
- il secondo termine si riferisce al cambiamento di velocità richiesto per la variazione di inclinazione i ;
- il terzo termine si riferisce al cambiamento di velocità richiesto per la variazione di RAAN Ω .

Il tempo di trasferimento ottimale viene valutato nel seguente modo, servendosi della differenza dei RAAN e della formula 25:

$$t_{opt} = \frac{\Omega_k(t=0) - \Omega_{(k+1)}(t=0) + 2K\pi}{\dot{\Omega}_{(k+1)} - \dot{\Omega}_k} \quad (30)$$

con K una costante che va scelta nel modo più opportuno. [17]

E' importante notare che un cambiamento nel tempo di arrivo un detrito non va ad influenzare il resto della sequenza perché solitamente i tempi di attesa sono molto lunghi.

Nel caso in cui non sia possibile aspettare, quindi con tempo di arrivo inferiore a quello ottimale e di conseguenza con Ω non corrispondenti, vengono definite delle quantità x , y , z che rappresentano le variazioni richieste di RAAN, semiasse maggiore e inclinazione e sono così definite (a partire dall'equazione 25):

$$x = (\Omega_{k+1}(t_{k+1}) - \Omega_k(t_{k+1})) \sin i_0 v_0 \quad (31)$$

$$y = \frac{a_{k+1} - a_k}{2a_0} v_0 \quad (32)$$

$$z = (i_{k+1} - i_k) v_0 \quad (33)$$

con i pedici 0 che rappresentano la quantità mediata sui valori dei due detriti. A differenza di quanto fatto dal JPL, si considera l'approssimazione menzionata in precedenza per calcolare il ΔV ; vengono impiegate sempre coppie di impulsi, mentre la soluzione poteva richiederne fino a cinque: il primo impulso produce un primo cambiamento di x , y , z e il secondo lo completa. Il primo impulso viene scritto come:

$$\Delta v_a = \sqrt{(s_x x)^2 + (s_y y)^2 + (s_z z)^2} \quad (34)$$

Il controllo sul semiasse maggiore e l'inclinazione dato dal precedente impulso, genera una variazione del *RAAN rate* durante il tempo di trasferimento, che causa a sua volta una variazione di *RAAN* secondo le equazioni 31 - 33:

$$\Delta x = -m s_y y - n s_z z \quad (35)$$

che deve essere considerato nel calcolo degli impulsi.

I coefficienti

$$m = 7\dot{\Omega}_0 \sin i_0 t \quad (36)$$

$$n = \dot{\Omega}_0 \tan i_0 t \quad (37)$$

sono ottenuti manipolando le equazioni precedenti, considerando t come il tempo di trasferimento mentre $\dot{\Omega}_0$ è la media fra i *RAAN rate* di chaser e target. Il secondo impulso deve soddisfare le condizioni imposte dall'orbita del target e il suo modulo è scritto come:

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

Il ΔV totale, di conseguenza, viene scritto sommando i due impulsi, ottenendo quindi:

$$\Delta v_a + \Delta v_b = \sqrt{(s_x x)^2 + (s_y y)^2 + (s_z z)^2 + \sqrt{(x - s_x x - \Delta x)^2 + (y - s_y y)^2 + (z - s_z z)^2}} \quad (39)$$

E' difficile trovare il minimo, in forma chiusa, del ΔV totale; è possibile trovarne un'approssimazione elevando al quadrato i parametri in modo da eliminare le radici, da cui, derivando rispettivamente per s_x , s_y e s_z e ponendo le derivate uguali a zero, si possono trovare le incognite:

$$s_x x = \frac{2x + m y + n z}{(4 + m^2 + n^2)} \quad (40)$$

$$s_y y = -\frac{2mx - (4 + n^2)y + mnz}{(8 + 2m^2 + 2n^2)} \quad (41)$$

$$s_z z = -\frac{2nx - (4 + m^2)z + mny}{(8 + 2m^2 + 2n^2)} \quad (42)$$

che, inserite nell'equazione 39, forniscono il minimo ΔV richiesto. E' possibile anche dimostrare che é valida l'espressione

$$s_x x = x - s_x x - \Delta x \quad (43)$$

che mostra come il primo e il secondo impulso generano la stessa variazione di Ω . L'equazione implica anche che, quando $s_x = 0$ allora $x = \Delta x$ e di conseguenza è evidente come il *RAAN* non sia controllato dalla spinta ma dagli effetti perturbativi che variano a e i .

E' possibile, infine, aggiungere una correzione dovuta a piccole variazioni di eccentricità. L'impulso richiesto è formulato nel seguente modo

$$\Delta v_e = \frac{1}{2} v_0 \sqrt{\Delta e_y^2 + \Delta e_x^2} \quad (44)$$

con $e_y = e \cdot \sin \omega$ e $e_x = e \cdot \cos \omega$ e, come prima, $v_0 = \sqrt{\mu/a_0}$.

La relazione, con questa piccola correzione, sarebbe la seguente:

$$\Delta v_c = \sqrt{\Delta v_a^2 + (0.5\Delta v_e)^2} + \sqrt{\Delta v_b^2 + (0.5\Delta v_e)^2} \quad (45)$$

3.2 Calcolo della massa

Dopo aver calcolato il ΔV , utilizzando i tempi ottimizzati trovati tramite l'algoritmo genetico, è possibile calcolare la massa iniziale del chaser per ogni missione, ovvero prima di aver effettuato il trasferimento e aver rilasciato il kit per il deorbiting. E' possibile anche calcolare la massa che ha il chaser man mano che procede con la rimozione dei detriti.

La massa iniziale dello spacecraft è data da:

$$m_0 = m_{dry} + m_{de} + m_p \quad (46)$$

in cui vengono definiti i seguenti parametri:

- \mathbf{m}_0 la massa iniziale;
- \mathbf{m}_{dry} la massa *dry*, a secco, pari a 2000 [kg];

- m_{de} la massa data dal kit, pari a 30 [kg];
- m_p la massa di propellente, al massimo pari a 5000 [kg];

E' possibile calcolare la massa dello spacecraft invertendo la relazione dell'equazione del razzo di Tsiokolvsky, che sarebbe:

$$\Delta V = c \cdot \ln \frac{m_i}{m_f} \quad (47)$$

L'equazione viene riscritta in modo da ottenere la massa iniziale partendo dalla massa minima che il chaser può avere, ovvero la massa a secco.

Lo script che calcola la massa per ogni missione, procedendo a ritroso, è il seguente:

Algorithm 1 Calcolo della massa

```

1: for  $i = (\text{length}(\text{sequenza}) - 1) : -1 : 1$  do
2:    $m(i) = (m_f + m_{de})e^{(\frac{\Delta V_i}{c})}$ ;
3:    $m_f = m(i)$ ;
4: end for

```

E' importante notare che, coprendo un'intera missione, la massa dei kit deve essere moltiplicata per il numero di debris da rimuovere.

4 GA: l'algoritmo genetico

In questo capitolo si introduce il concetto di algoritmo genetico, le sue caratteristiche e le sue proprietà. Per concludere, si illustra poi brevemente la sintassi utilizzata in ambiente Matlab, inclusa quella relativa alle sue opzioni di ottimizzazione.

4.1 Introduzione all'algoritmo

La teoria dell'evoluzione di Charles Darwin, formulata nel 1859, è considerata come il punto di partenza per il calcolo evolutivo. Essa sostiene che le piante e gli animali presenti tutt'oggi siano il risultato di milioni di anni di adattamento alle richieste dell'ambiente esterno. In esso sono presenti individui che coesistono e che competono fra di loro: gli organismi che sono più qualificati per sopravvivere in un determinato ambiente, che presentano qualità migliori rispetto ad altri, saranno quelli che procreando genereranno numerosi individui sani; i meno adatti, invece, tenderanno ad avere minor progenie, quindi a scomparire.

In modo più rigoroso, i primi vengono definiti più *adatti* a sopravvivere e le caratteristiche che li hanno resi tali sono quelle che vengono *selezionate* rispetto alle altre: su un lungo periodo di tempo, l'ecosistema *evolve* per contenere solo gli organismi *fit*.

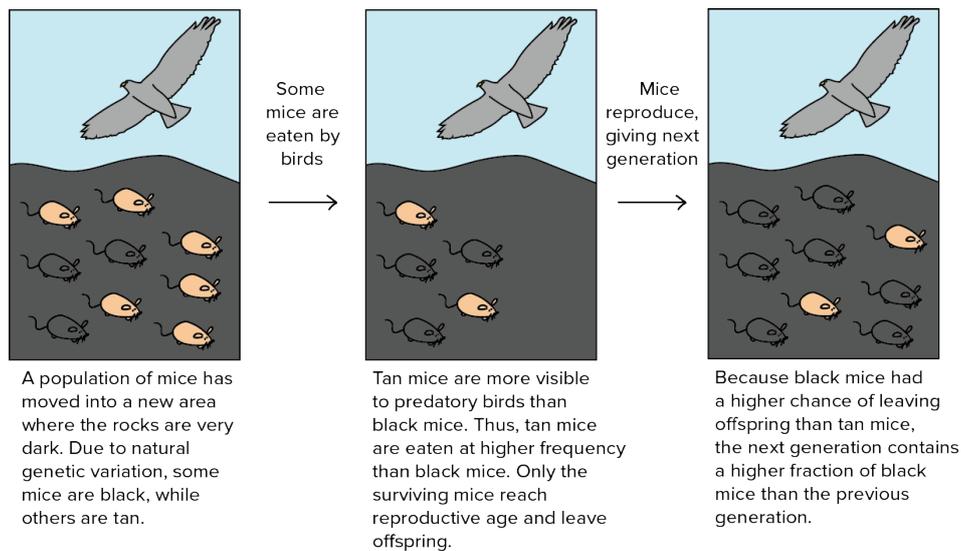


Figure 8: Esempio di selezione naturale

L'aspetto chiave che distingue un algoritmo evolutivo da uno tradizionale è il fatto che è *population-based*: viene fatta una ricerca diretta combinando progressivamente gli individui più adatti ad ogni generazione in modo da creare popolazioni migliori, partendo da un grande numero di individui iniziali, o comunque di grandezza definita da vincoli; ciò rende il processo più conveniente da un punto di vista computazionale. Nel caso di algoritmo *brute force*, invece, visto che viene considerata ogni possibile soluzione, ciò non sarebbe possibile, richiedendo tempi

di calcolo molto elevati.

L'algoritmo genetico è la tecnica, anche piuttosto recente, principale utilizzata nella ricerca evolutiva: la prima teorizzazione di un *genetic algorithm* è da attribuirsi al 1975 con J.H. Holland, nel libro *Adaptation in Natural and Artificial Systems*: il suo lavoro ebbe origine tramite lo studio degli automi cellulari. Condotta da Holland e i suoi studenti nell'Università del Michigan, descrisse come applicare i principi dell'evoluzione naturale ai problemi di ottimizzazione.

Il funzionamento alla base di un algoritmo genetico è semplice: lo spazio di ricerca è costituito da una *popolazione* di soluzioni e ognuna di queste viene rappresentata tramite un *cromosoma*. Con il termine *gene*, invece, si intende solo una parte del cromosoma. La popolazione iniziale deve presentare una grande varietà di caratteristiche; dopo averla definita, si procede in maniera simile a ciò che avviene in natura: per generare la popolazione successiva, formata da individui più adatti rispetto alla precedente, è necessario operare tramite la ricombinazione e la mutazione dei geni. Avviene anche un processo di *selezione*, che deve considerare ogni individuo della popolazione per identificare i candidati migliori.

Il processo, che avviene ad ogni iterazione, può essere brevemente riassunto nel seguente modo:

- **Selezione:** in questo passaggio vengono scelti gli individui più adatti per la fase di riproduzione: questi vengono chiamati *genitori*;
- **Riproduzione:** vengono generati i *figli* dalla precedente selezione e questi nuovi cromosomi possono essere generati sfruttando la ricombinazione (*crossover*) e la mutazione;
- **Valutazione:** viene valutata la *fitness* dei nuovi cromosomi, impiegando la *fitness function*;
- **Sostituzione:** gli individui della vecchia popolazione vengono rimpiazzati dai nuovi;

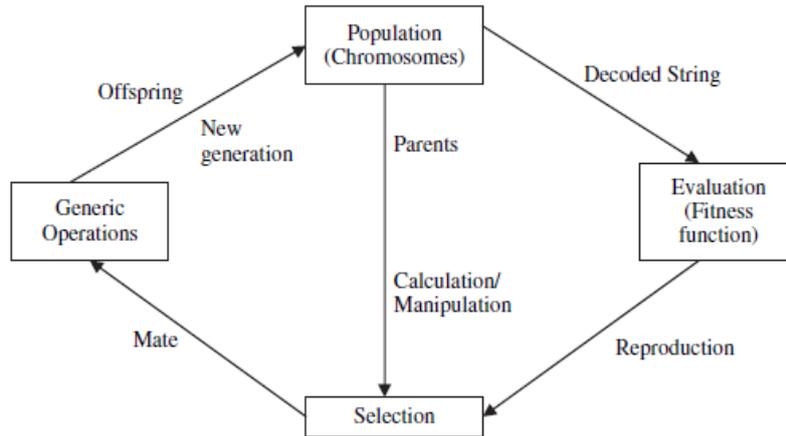


Figure 9: Loop dell'algoritmo genetico

Il processo di riproduzione è il cuore dell'algoritmo genetico. Grazie a questo procedimento, verranno generati nuovi individui "figli" dai genitori, scelti durante il processo di selezione, che permetteranno così alle generazioni di evolversi di volta in volta.

Nelle sezioni seguenti verranno definiti gli aspetti chiave della fase di riproduzione. [18]

4.2 Selezione

Prima della fase di selezione c'è una fase di *codifica*, necessaria per la rappresentazione dei geni costituenti i cromosomi: la più comune e utilizzata è la codifica **binaria**, che consiste nell'impiego di stringa di 1 e 0. Esistono comunque altre tipologie di codifica come la ottale, la esadecimale, etc.

Durante il processo di selezione, vengono scelti i genitori più adatti fra tutti gli individui, in modo da generare da essi una progenie teoricamente "migliore". L'aspetto cruciale di questo procedimento è il principio secondo cui selezionare i cromosomi genitori da considerare, la cui soluzione è quella di scegliere gli individui con una più alta fitness: più è alto questo valore, più è alta la possibilità di scegliere quel determinato cromosoma.

All'interno della popolazione è importante che venga mantenuto un certo grado di diversità, in modo da evitare una convergenza prematura dell'algoritmo verso una soluzione non ottimale: la selezione deve essere così esaminata tenendo in considerazione anche la ricombinazione, *crossover*, e la mutazione. Una selezione troppo dura può far sì che vengano scelti degli individui che ridurranno, generazione dopo generazione, la diversità richiesta all'interno della popolazione; una selezione troppo debole, d'altro canto, può portare ad un'evoluzione della stessa in modo molto lento.

Esistono molti metodi per eseguire la selezione degli individui, fra cui:

- Roulette Wheel Selection

- Rank Selection
- Tournament Selection
- Truncation Selection
- Stochastic Universal Sampling
- Boltzmann Selection
- Elitism

che verranno brevemente descritti qui di seguito. [24]

4.2.1 Roulette Wheel Selection

Il principio su cui si basa questo metodo è la ricerca degli individui più adatti utilizzando il concetto della *ruota delle roulette*: ogni individuo viene rappresentato come una fetta della ruota, e le sue dimensioni sono proporzionali al suo valore di fitness.

Non è il migliore metodo di selezione, poiché non assicura la scelta diretta degli individui più adatti, seppure la probabilità che essi vengano scelti rispetto ad altri è comunque più alta. E' anche essenziale, per evitare di falsare i risultati, non mettere in ordine gli individui tramite il loro valore di fitness.

Dopo aver assegnato una fetta della ruota ad ogni individuo, essa viene fatta girare un certo numero di volte (definito dalla popolazione che si vuole ottenere) e ad ogni giro viene selezionato un individuo che andrà a far parte del gruppo dei genitori, così da generare la nuova progenie. [6]

Questo tipo di selezione è il più semplice da implementare, ma come detto prima non è il più affidabile. Esiste un altro metodo, di base più semplice, ma molto più casuale nella scelta, rispetto alla roulette wheel selection: la *random selection*. Essa, infatti, seleziona gli individui nella popolazione in maniera puramente casuale.

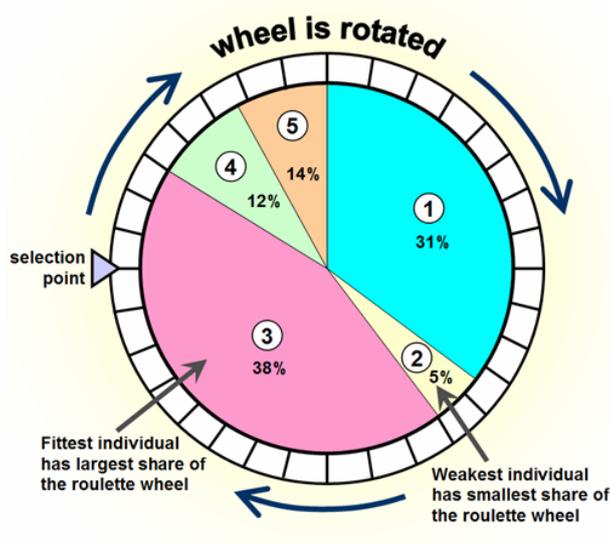


Figure 10: Rappresentazione della Roulette Wheel Selection

Utilizzando *roulette wheel* è possibile che lo stesso individuo venga scelto e copiato più volte all'interno della nuova popolazione. Con questo metodo, inoltre, è molto probabile che vengano eliminati gli individui meno adatti, in quanto associati a una bassa probabilità di essere scelti. La probabilità è calcolabile nel seguente modo:

$$p_i = \frac{f_i}{\sum_{j=1}^n f_j}$$

con f che rappresenta il valore di *fitness* dell'individuo.

4.2.2 Rank Selection

La selezione fatta con modalità *roulette wheel* non è affidabile nel momento in cui i valori di *fitness* assegnati sono molto diversi fra di loro, perché i valori molto alti tendono ad oscurare i valori molto piccoli, i cui individui hanno poche possibilità di essere selezionati. Ciò porterebbe a dei risultati falsati e di conseguenza ad una perdita di diversità, con problemi di convergenza prematura.

Per risolvere questo problema si introduce, quindi, la *rank selection*, che è in grado di mantenere un certa diversità all'interno della popolazione: essa classifica gli individui assegnando a ognuno di essi un valore compreso fra 1 (per il migliore) e N (per il peggiore), dove N rappresenta il numero di cromosomi presenti nella popolazione.

La probabilità di venire scelti non si basa più sul valore di *fitness*, ma bensì sulla propria posizione nella graduatoria, assegnata in base ad esso.

Anche se lento, come metodo evita una convergenza prematura, associando agli individui con un valore di *fitness* molto alto sempre la stessa probabilità.

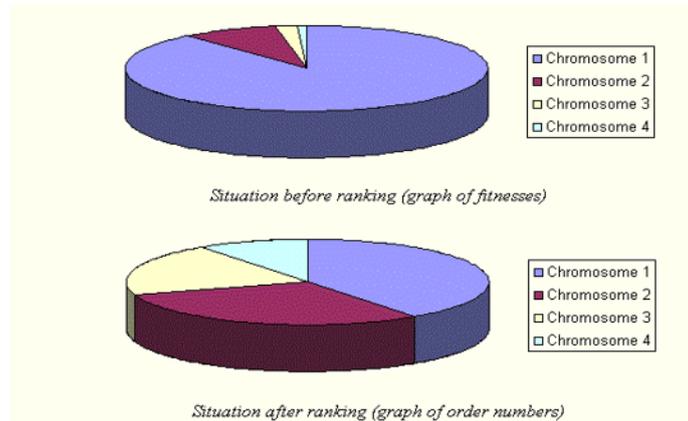


Figure 11: Rappresentazione della Rank Selection

4.2.3 Tournament Selection

Questo metodo è più efficiente di quelli presentati in precedenza. La selezione a *torneo* consiste nel far competere un certo numero di individui, scelti a caso (solitamente sono due), di cui esce vincitore il cromosoma con fitness più alto. La "pressione di selezione", ovvero la probabilità di partecipazione al torneo di un cromosoma, viene controllata agendo sul numero di individui che partecipano al torneo, visto che se un individuo debole viene scelto per partecipare, con ogni probabilità sarà presente anche un individuo più forte, mantenendo una certa diversità fra gli elementi.

Comunque, il torneo viene ripetuto fin quando la *mating pool* non viene riempita.

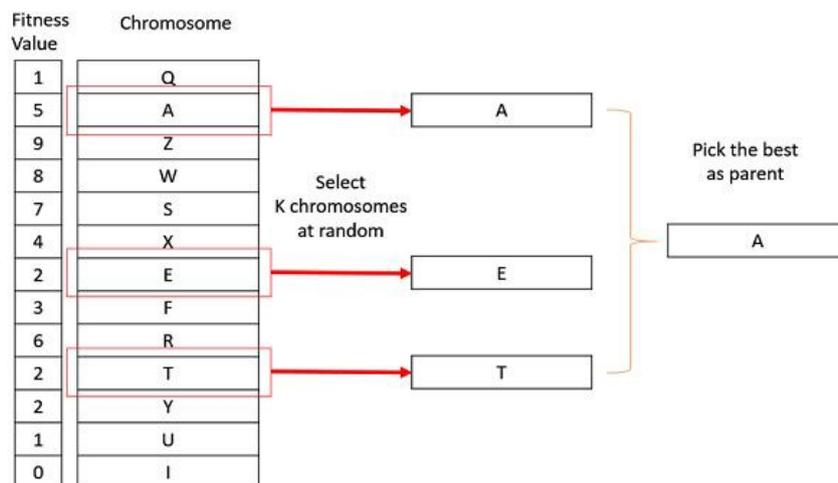


Figure 12: Rappresentazione della Tournament Selection

4.2.4 Stochastic Universal Sampling

Questo procedimento ricorda molto la roulette wheel selection, in quanto consiste in un certo numero di puntatori n (legato al numero di individui che è necessario scegliere), che sono equamente distanti.

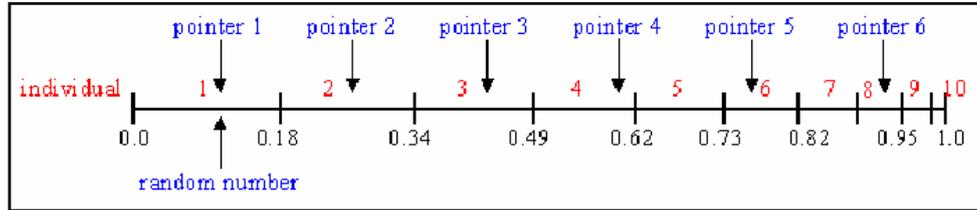


Figure 13: Rappresentazione della Stochastic Universal Sampling

La distanza fra i puntatori è quindi $1/n$ e la selezione viene eseguita generando un numero casuale che viene seguito dal primo puntatore, di conseguenza muovendo tutti gli altri. E' un metodo veloce e permette anche agli individui più deboli di venir selezionati. [24]

4.2.5 Truncation Selection

Questa tecnica risulta essere la più semplice fra quelle presentate finora: i cromosomi nella popolazione vengono ordinati in base al loro fitness e coloro che superano un valore di "soglia" diventano parte della *mating pool*, mentre gli altri vengono scartati e che di conseguenza non generano progenie.

Visto che questo può far sì che il numero di individui selezionati sia inferiore alla dimensione della popolazione, è necessario copiare più volte i cromosomi scelti. [24]

4.2.6 Boltzmann Selection

Questa tipologia di soluzione si basa sul concetto della tempra, ovvero un trattamento che consiste nel riscaldamento ad alte temperature di un materiale a cui segue poi un raffreddamento più o meno rapido. Al posto della temperatura, nella selezione di Boltzmann è la *selection pressure* ad essere presa come parametro: all'inizio è mantenuta bassa, così da selezionare più individui e viene poi man mano aumentata, mantenendo sempre un determinato grado di diversità.

Questo metodo fa sì che vengano evitati i minimi locali. [24]

4.2.7 Elitism

Il cromosoma o i cromosomi migliori vengono copiati senza modifiche all'interno della nuova popolazione, mentre il resto del processo viene eseguito con una delle procedure precedenti. Questi elementi, altrimenti, potrebbero venire persi senza dare così un contributo sia causa del crossover che a causa della mutazione.

4.3 Crossover

La ricombinazione, o *crossover*, consiste nel generare, da due cromosomi genitori, un cromosoma figlio e ciò avviene per far sì che la progenie sia migliore rispetto alla generazione precedente. Dopo la fase di riproduzione, la popolazione si arricchisce degli individui migliori; tuttavia, tale fase genera solo copie dei cromosomi originali e non ne crea di nuovi, per questo è necessario applicare il crossover nella *mating pool*.

Il parametro che sta alla base della ricombinazione è la probabilità che essa avvenga e con che frequenza: se non avviene (probabilità 0), i cromosomi figli sono l'esatta copia dei genitori, mentre se la probabilità è 100, vuol dire che la progenie è tutta generata da crossover.

Ci sono tre passi fondamentali nel processo di ricombinazione, che sono i seguenti:

- Si selezionano in modo casuale un paio di cromosomi genitori;
- Si seleziona in modo casuale un punto lungo la stringa dei cromosomi;
- Si scambiano le parti delle due stringhe per ottenere un nuovo cromosoma, con parti del primo genitore e parti del secondo;

Le varie tipologie di crossover possono essere così elencate:

- Single Point Crossover
- Two Points Crossover
- Multi-Points Crossover
- Uniform Crossover
- Three Parents Crossover
- Shuffle Crossover
- Ordered Crossover

Di seguito ne viene presentata una breve descrizione.

4.3.1 Single Point Crossover

Con questa tecnica, i cromosomi genitori vengono tagliati in un punto (uguale per entrambi) e le sezioni generate vengono scambiate. Il punto di taglio viene scelto in modo randomico e, se scelto in modo appropriato, si possono ottenere dei cromosomi figli con caratteristiche migliori.

Dato che con questa tecnica la "testa" e la "coda" del singolo cromosoma vengono separate, se entrambe avevano un buon materiale genetico allora la progenie non otterrà queste due caratteristiche contemporaneamente.

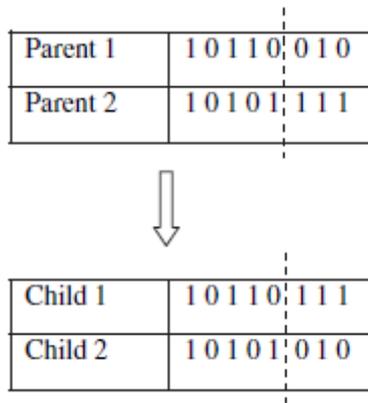


Figure 14: Rappresentazione del Single Point Crossover

Questa tecnica per il *crossover* è la più semplice possibile.

4.3.2 Two Points Crossover

La procedura di questa tecnica è simile alla precedente, in questo caso sono presenti due punti di taglio (è possibile averne anche di più e in quel caso diventa un *n-points crossover*).

E' importante notare che aumentare il numero di punti provoca una riduzione delle performance dell'algorithm genetico, dato che è più probabile che gli elementi costitutivi vengano corrotti; questa procedura però fa sì che lo spazio delle soluzioni sia esplorato in maniera più approfondito.

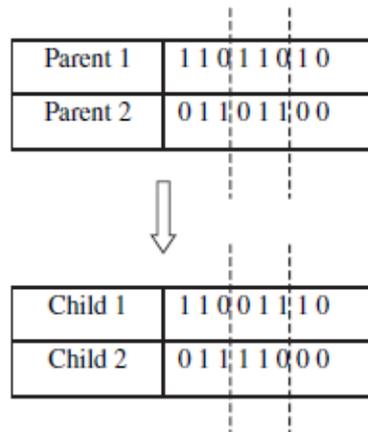


Figure 15: Rappresentazione del Two Points Crossover

La tecnica two points crossover pone rimedio al problema della perdita di caratteristiche ottime dei cromosomi genitori ed è considerata migliore rispetto alla tecnica ad un singolo punto di taglio.

4.3.3 Multi-Points Crossover

Ci sono due modi in cui può essere eseguito questo crossover, ovvero considerando un numero di tagli pari oppure un numero di tagli dispari.

Come detto in precedenza, aumentare il numero dei tagli rischia di corrompere le stringhe dei cromosomi ma fa sì che non si perdano delle ottime informazioni (come visto nel caso del single point).

4.3.4 Uniform Crossover

In questa tecnica, la progenie viene generata copiando il gene corrispondente da un genitore piuttosto che dall'altro, seguendo una crossover *mask* della stessa lunghezza dei cromosomi (per cui non avviene la frammentazione del cromosoma per far avvenire la ricombinazione).

Quando è presente 1 nella maschera di crossover, il gene viene copiato dal primo genitore mentre quando è 0 il gene viene copiato dal secondo genitore.

Questa maschera, comunque, viene nuovamente generata per ogni coppia di genitori e quindi le rispettive progenie conterranno diversi rimescolamenti dei geni.

Il numero di punti di crossing solitamente non è fisso, ma corrisponde a $L/2$, con L la lunghezza del cromosoma.

Parent 1	1 0 1 1 0 0 1 1
Parent 2	0 0 0 1 1 0 1 0
Mask	1 1 0 1 0 1 1 0
Child 1	1 0 0 1 1 0 1 0
Child 2	0 0 1 1 0 0 1 1

Figure 16: Rappresentazione del Uniform Crossover

4.3.5 Three Parents Crossover

Similmente alla tecnica precedente, in questo caso vengono considerati tre cromosomi genitori, scelti in modo casuale, per generare la progenie. Si procede di gene in gene: se quelli dei primi due genitori combaciano, allora il cromosoma figlio ottiene quel gene, altrimenti prende il gene del terzo genitore. E' una tecnica molto usata quando si ha una codifica binaria.

Un esempio viene riportato di seguito per chiarire meglio il concetto.

Parent 1	1 1 0 1 0 0 0 1
Parent 2	0 1 1 0 1 0 0 1
Parent 3	0 1 1 0 1 1 0 0
Child	0 1 1 0 1 0 0 1

Figure 17: Rappresentazione del Three Parents Crossover

4.3.6 Shuffle Crossover

Questa metodologia richiama il funzionamento della ricombinazione a singolo punto. Per prima cosa, viene scelto un punto di crossover arbitrario ma, prima che avvenga lo scambio di informazioni, esse sono mescolate in modo casuale in entrambi i genitori, onde evitare che ci sia un'influenza dovuta alla loro posizione. Dopo aver effettuato la ricombinazione, i geni all'interno della progenie sono rimescolati allo stesso modo in cui erano stati mischiati all'inizio.

4.3.7 Ordered Crossover

In ultimo si presenta l'*ordered crossover*. Individuati due cromosomi genitori, vengono scelti randomicamente due punti di crossover, che dividono i genitori in tre parti: una di sinistra, una mediana e una di destra.

I figli sono generati nel seguente modo: ottengono la parte di sinistra e di destra da un genitore, mentre la parte mediana viene ottenuta posizionando i geni nell'ordine in cui compaiono nel cromosoma dell'altro genitore da cui non hanno ottenuto informazioni.

Parent 1 : 4 2 1 3 6 5	Child 1 : 4 2 3 1 6 5
Parent 2 : 2 3 1 4 5 6	Child 2 : 2 3 4 1 5 6

Figure 18: Rappresentazione dell'Ordered Crossover

4.4 Mutazione

La fase di mutazione segue la fase di ricombinazione delle stringhe di cromosomi. Il processo consiste nel far avvenire delle mutazioni all'interno del cromosoma, cambiando il valore dei geni; i principali vantaggi consistono nell'evitare di rimanere bloccati in un minimo locale, nel recuperare del materiale genetico andato perduto e nel mantenere un buon livello di diversità all'interno della popolazione. Il principale parametro della mutazione è la probabilità, che decide quanto spesso delle parti di cromosomi verranno mutate: se non c'è mutazione, i cromosomi arrivano direttamente dal crossover (se eseguito) senza subire alcun cambiamento; se è presente, avverrà mutazione su una percentuale del cromosoma definita dalla probabilità.

Ci sono diverse forme di mutazione che possono avvenire: ciò che può avvenire, per esempio, nel caso di una semplice mutazione per codifica binaria è convertire i valori dei geni che presentano una bassa probabilità (definita da $1/L$ con L la lunghezza del cromosoma).

Alcune tipologie di mutazione vengono elencate:

- Flipping
- Interchanging
- Reversing

Nel seguito vengono brevemente descritti.

4.4.1 Flipping

Nella *flipping mutation* avviene, sempre nel caso di codifica binaria, il "flipping" dei bit nella stringa in base ad un cromosoma di mutazione che è generato in maniera casuale.

Parent	1 0 1 1 0 1 0 1
Mutation chromosome	1 0 0 0 1 0 0 1
Child	0 0 1 1 1 1 0 0

Figure 19: Rappresentazione del Flip Mutation

Nella figura 19, è possibile vedere il funzionamento di questo metodo di mutazione: quando è presente un 1 nel cromosoma di mutazione, il valore del bit corrispondente del genitore viene modificato con il suo opposto (es. se era 1 diventa 0), altrimenti viene copiato senza modifiche nel cromosoma figlio.

4.4.2 Interchanging

Con questa semplice mutazione, vengono scelte, in modo randomico, due posizioni all'interno di una stringa di un genitore. I bit corrispondenti vengono quindi scambiati.

Parent	1 0 1 1 0 1 0 1
Child	1 1 1 1 0 0 0 1

Figure 20: Rappresentazione dell'Interchanging Mutation

4.4.3 Reversing

Viene scelto, sempre in modo casuale, un bit all'interno del cromosoma e tutti i bit successivi a quella posizione sono scambiati di valore, generando così il cromosoma figlio.

Parent	1 0 1 1 0 1 0 1
Child	1 0 1 1 0 1 1 0

Figure 21: Rappresentazione del Reverse Mutation

4.5 Sostituzione

L'ultima fase che termina il processo di riproduzione è quella del *replacement*. Quando i cromosomi genitori generano i cromosomi figli, partendo da una popolazione con dimensione fissata, non è possibile che tutti gli individui vengano

mantenuti ed è quindi necessario che avvenga una sostituzione degli individui. Deve essere così definito un metodo per definire quali membri della popolazione debbano essere rimpiazzati.

Per mantenere inalterato il numero di individui all'interno della popolazione, vengono brevemente presentati due metodi:

- **Basic generational update scheme:** consiste nel produrre N figli da una popolazione di dimensione N , così da formare una nuova popolazione per la nuova generazione (i cromosomi figli rimpiazzano completamente la vecchia popolazione); chiaramente solo gli individui appartenenti alla stessa popolazione possono riprodursi insieme;
- **Steady state update scheme:** consiste nell'inserire i nuovi cromosomi generati all'interno della popolazione man mano che essi vengono generati; ciò rende necessario sostituire alcuni membri della popolazione e solitamente vengono scelti i peggiori fra tutta la popolazione oppure i membri più vecchi; un'alternativa più accettabile sarebbe quella di rimpiazzare i membri più simili a quelli che li sostituiranno.

Di seguito vengono presentate alcune tipologie di *replacement*.

4.5.1 Random replacement

I cromosomi figli rimpiazzano degli individui scelti a caso all'interno della popolazione. E' possibile che, in questo modo, vengano introdotti individui deboli all'interno della popolazione.

4.5.2 Weak Parent Replacement

In questo metodo, un genitore debole viene rimpiazzato da un figlio forte. Su quattro individui, per esempio, solo i due più adatti rimangono all'interno della popolazione; questo processo migliora il valore di fitness della popolazione quando viene associato ad una tecnica di selezione che sceglie genitori adatti e deboli per la ricombinazione. Tuttavia, se gli individui deboli sono in qualche modo discriminati nel processo di selezione allora non sarà presente l'opportunità di venire sostituiti.

4.5.3 Both Parents

Questo metodo è semplice: il figlio sostituisce il genitore, quindi ogni individuo si può riprodurre una volta sola. Se questo tipo di *replacement* è legato ad una tecnica di selezione che favorisce gli individui più adatti, si può generare una situazione problematica: tali individui vengono scelti e si riproducono, ma finiscono poi per essere scartati.

4.6 Il codice

Il codice impiegato in questo lavoro è sviluppato in ambiente Matlab v2018b. Come anticipato in precedenza, l'algoritmo genetico ha come parametri i tempi di trasferimento fra le coppie di detriti e il tempo di stop fra le missioni per non farle avvenire contemporaneamente; la *funzione di fitness* è contenuta nello script *ottimizzazione.m*, all'interno del quale viene calcolato il ΔV delle manovre e viene aggiornata la variabile temporale. L'algoritmo genetico è stato applicato, nello stesso modo e con le stesse opzioni, per tre prove diverse, variando così i parametri in gioco:

- Una prima prova, in cui l'algoritmo genetico viene applicato ad una sola missione per volta (per contenere il costo computazionale), considerando entrambi i tempi menzionati in precedenza come parametri da ottimizzare per minimizzare il ΔV ;
- Una seconda prova, in cui l'algoritmo genetico viene applicato a coppie di missioni, così da poter ottimizzare più parametri contemporaneamente, considerando però il tempo di stop fra le varie missioni fisso a 30 giorni;
- Una terza prova, uguale alla precedente, in cui però il tempo di fermo torna ad essere un parametro dell'algoritmo genetico.

L'algoritmo genetico, in Matlab, utilizza il solutore *ga*, che è in grado di trovare il minimo della funzione utilizzando un algoritmo genetico (*ga* è, appunto, l'acronimo di *Genetic Algorithm*).

E' possibile specificare delle *options* del solutore, in modo da scegliere l'alternativa migliore fra quelle proposte.

Innanzitutto, per definire l'algoritmo genetico si specifica la seguente sintassi:

$$[x, fval, exitflag, output, population] = ga(fun, nvars, A, b, Aeq, beq, lb, ub, nonlcon, options)$$

in cui i vari parametri rappresentano:

- **x**: il vettore delle soluzioni ottimali trovate dal genetico, in questo caso i tempi;
- **fval**: valore della funzione obiettivo valutato alla soluzione;
- **exitflag**: il motivo per cui il processo di ricerca è terminato;
- **output**: informazioni sul processo di ottimizzazione;
- **population**: popolazione finale;
- **fun**: funzione obiettivo, in questo caso *ottimizzazione.m*;
- **nvars**: numero di variabili passate all'algoritmo genetico;
- **A, b, Aeq, beq**: vincoli di uguaglianza/disuguaglianza posti sui parametri;

- **lb, ub**: limiti inferiori e superiori che i valori delle soluzioni devono rispettare;
- **nonlcon**: vincoli non lineari, eventualmente;
- **options**: opzioni di ottimizzazione per l'algoritmo genetico, che possono essere modificate;

Per quanto riguarda le opzioni del genetico, esse sono utili per specificare, per esempio, la popolazione, la funzione di selezione, la tipologia di crossover e mutazione (se viene ritenuto necessario averle) e lo *stopping criteria*, che può anche consistere in multipli criteri valutati in contemporanea. [8]

La sintassi del comando per variare le opzioni è il seguente:

```
options = optimoptions('ga', 'Option1', 'value1', 'Option2', 'value2');
```

in cui è possibile definire le varie funzioni e opzioni per *ga*.

Nel caso in esame si è scelto di modificare le seguenti opzioni:

- **SelectionFcn**: funzione che specifica il metodo di selezione, l'opzione scelta è la *selectiontournament*;
- **EliteCount**: specifica il numero di individui che sicuramente sopravviveranno nella nuova generazione;
- **MaxGenerations**: numero massimo di generazioni che l'algoritmo genetico può fare, utilizzato in coppia al criterio *FunctionTolerance*;
- **Display**: specifica quante informazioni sono stampate man mano che l'algoritmo gira; scegliendo *iter* queste vengono mostrate ad ogni iterazione;
- **PlotFcn**: specifica le funzioni di plot che sono chiamate ad ogni iterazione, in particolare *gaplotbestf* traccia il *best score* in funzione del *mean score*;

in modo da ottenere una discesa veloce verso il minimo ed evitare una convergenza prematura dell'algoritmo.

5 Risultati

In questo capitolo vengono presentati i risultati ottenuti applicando l'algoritmo genetico al codice che implementa la semplice approssimazione, precedentemente descritta, della soluzione esatta proposta dal JPL.

Tale approssimazione impiega due impulsi che, come strategia, variano contemporaneamente semiasse maggiore e inclinazione; la soluzione esatta del JPL impiega, invece, fino a cinque impulsi.

In primis, viene validato il metodo approssimato utilizzando le sequenze predefinite, i tempi di rendezvous e i tempi di trasferimento ottenuti dalla soluzione del JPL; successivamente il codice viene impiegato come *fitness function* per l'algoritmo genetico, il cui compito è quello di minimizzare il ΔV globale delle missioni. Viene anche presentato brevemente il calcolo per la massa iniziale del chaser ad ogni lancio e se ne illustrano risultati solo per la prima strategia di ottimizzazione.

5.1 Validazione del codice

I principali parametri che sono stati inclusi all'interno degli script, oltre alle efferendi (importate nel codice sotto forma di tabella Matlab), sono i seguenti:

Table 3: Dati forniti nel paper della competizione

	valore	unità di misura
m_{de}	30	<i>kg</i>
m_{dry}	2000	<i>kg</i>
m_p	5000	<i>kg</i>
μ	$398600.4418 \cdot 10^9$	m^3/sec^2
J_2	$1.08262669 \cdot 10^{-3}$	
r_{eq}	6378137	<i>m</i>
I_{sp}	340	<i>sec</i>
g_0	9.80665	m/sec^2
<i>days</i>	86400	<i>giorni</i>

Si ricordano brevemente quali sono i vincoli dettati dalla competizione, il cui scopo è la rimozione di 123 detriti in orbite *LEO*:

- Il chaser deve stare almeno 5 giorni fermo in prossimità del target per consegnare e attivare il kit di de-orbiting;
- Non possono avvenire più missioni contemporaneamente e di conseguenza, dalla fine di una missione, devono passare almeno 30 giorni;
- Per ogni coppia di detriti non è possibile superare i 30 giorni (considerando il tempo di trasferimento e il tempo di rendezvous);

- Tutti gli eventi devono avvenire in una *time window* predefinita, ovvero fra le epoche 23467 e 26419 [MJD2000] (corrispondente ad una finestra di 8 anni);

Le dieci missioni, necessarie per rimuovere l'intero insieme di detriti, hanno lunghezza variabile e sono state determinate in precedenza dal team del *JPL* partecipante alla competizione.

Table 4: Sequenze e numero di detriti

N. missione	N. debris	Sequenza
1	14	23, 55, 79, 113, 25, 20, 27, 117, 121, 50, 95, 102, 38, 97
2	12	19, 155, 41, 26, 45, 82, 47, 85, 7, 2, 11, 77
3	21	72, 107, 61, 10, 28, 3, 64, 66, 31, 90, 73, 87, 57, 35, 69, 65, 8, 43, 71, 4, 29
4	11	108, 24, 104, 119, 22, 75, 63, 112, 37, 32, 114
5	14	84, 59, 98, 1, 40, 51, 36, 67, 62, 99, 54, 122, 76, 15
6	10	101, 48, 53, 5, 12, 39, 58, 13, 60, 74
7	10	49, 9, 70, 93, 105, 46, 88, 118, 18, 91
8	9	86, 34, 100, 30, 92, 6, 110, 96, 81
9	12	33, 68, 116, 106, 14, 52, 120, 80, 16, 94, 83, 89
10	10	44, 111, 56, 78, 0, 17, 109, 103, 42, 21

Table 5: Tempi di rendezvous fissati

N. missione	Tempi di RVD [giorni]
1	5.00, 5.00, 5.04, 5.01, 5.01, 5.03, 5.00, 5.00, 5.00, 5.03, 5.03, 5.04, 5.04, 5.00
2	5.00, 5.02, 5.02, 5.00, 5.04, 5.00, 5.05, 5.02, 5.07, 5.03, 5.02, 5.00
3	5.00, 5.06, 5.01, 5.02, 5.07, 5.02, 5.04, 5.02, 5.01, 5.02, 5.01, 5.07, 5.06, 5.02, 5.01, 5.01, 5.06, 5.01, 5.02, 5.04, 5.00
4	5.00, 6.01, 6.01, 6.03, 6.05, 6.05, 6.04, 6.01, 6.06, 6.04, 5.00
5	5.00, 5.02, 5.07, 5.04, 5.01, 5.01, 5.02, 5.06, 5.06, 5.02, 5.06, 5.01, 5.07, 5.00
6	5.00, 5.02, 5.01, 5.04, 5.07, 5.02, 5.01, 5.02, 5.02, 5.00
7	5.00, 5.00, 5.06, 5.06, 5.04, 5.06, 5.04, 5.06, 5.03, 5.00
8	5.00, 5.01, 5.03, 5.00, 5.01, 5.04, 5.07, 5.02, 5.00
9	5.00, 5.51, 5.53, 5.53, 5.53, 5.55, 5.54, 5.53, 5.54, 5.55, 5.52, 5.00
10	5.00, 5.54, 5.50, 5.50, 5.52, 5.52, 5.54, 5.53, 5.52, 5.00

Per prima cosa, è stato implementato il codice relativo al metodo approssimato a due impulsi e i risultati dei ΔV ottenuti applicandolo sono stati confrontati con quanto ottenuto dal JPL. Ciò è stato fatto per validare il metodo, che è stato usato poi come base per implementare l'algoritmo genetico.

L'approssimazione impiega un impulso all'inizio e uno alla fine di ogni *leg* e ognuno completa un cambiamento parziale dei parametri.

Di seguito viene riportato quanto ottenuto nelle singole missioni e globalmente.

Si noti come la stima proposta sia in grado di avvicinarsi alla soluzione reale.

Table 6: Confronto del ΔV per metodo approssimato e soluzione reale

Missione	ΔV per missione [m/s]
1	165.7, 140.7, 31.5, 209.2, 109.9, 294.9, 562.9, 61.8, 101.5, 226.7, 515.7, 385.3, 298.9
(JPL)	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	596.5, 300.8, 249.2, 142.9, 138.6, 66.5, 43.6, 91.4, 108.8, 422.1, 153.3
(JPL)	659.0, 301.1, 252.1, 143.8, 146.8, 68.6, 40.6, 84.2, 105.3, 448.5, 148.0
3	198.7, 65.8, 96.8, 44.7, 137.3, 53.3, 92.4, 248.6, 204.1, 151.2, 194.6, 23.9, 203.9, 166.4, 128.6, 231.5, 160.3, 378.8, 243.0, 256.9
(JPL)	219.1, 80.8, 105.2, 55.2, 140.2, 85.5, 95.0, 237.6, 205.9, 149.9, 245.2, 71.6, 197.3, 160.4, 132.2, 240.0, 161.2, 364.3, 230.4, 232.5
4	89.7, 61.5, 62.7, 230.7, 651.6, 498.5, 203.8, 229.3, 671.8, 224.1
(JPL)	86.1, 103.1, 62.6, 222.9, 709.1, 553.9, 219.9, 233.9, 739.0, 232.6
5	133.1, 37.6, 145.8, 10.0, 185.6, 261.7, 204.5, 108.3, 44.4, 99.2, 165.1, 620.6, 279.8
(JPL)	129.6, 45.2, 172.9, 52.6, 160.7, 280.8, 221.1, 163.5, 98.2, 115.7, 164.8, 674.8, 291.1
6	153.1, 160.9, 313.0, 56.6, 203.9, 841.4, 304.1, 339.9, 261.2
(JPL)	156.0, 198.0, 305.8, 71.2, 194.4, 920.5, 314.1, 353.0, 272.8
7	418.7, 169.9, 217.6, 381.8, 116.4, 156.4, 135.9, 199.1, 213.2
(JPL)	400.6, 173.6, 211.3, 374.4, 109.6, 171.2, 145.1, 194.3, 233.0
8	290.6, 116.9, 96.5, 144.2, 502.1, 251.6, 202.6, 37.2
(JPL)	287.9, 111.9, 112.2, 144.5, 540.0, 260.1, 198.8, 82.7
9	86.2, 143.1, 458.5, 458.0, 378.6, 312.7, 265.1, 27.2, 162.3, 36.8, 174.2
(JPL)	83.3, 148.1, 495.9, 464.9, 405.2, 285.9, 254.8, 62.3, 156.6, 36.5, 174.9
10	189.0, 107.9, 94.1, 75.6, 119.6, 287.2, 310.3, 124.2, 69.2
(JPL)	189.4, 112.9, 110.0, 121.3, 117.9, 280.1, 300.4, 120.6, 70.2

Table 7: ΔV globale

Missione	ΔV [m/s]		
	JPL	Soluzione approssimata	Errore [%]
1	3066.5	3104.9	+1.2
2	2398.0	2313.6	-3.5
3	3409.5	3281.3	-3.8
4	3163.1	2924.0	-7.6
5	2571.0	2296.0	-10.7
6	2785.8	2634.2	-5.4
7	2013.1	2009.3	-0.2
8	1738.1	1642.1	-5.5
9	2568.4	2502.5	-2.6
10	1422.8	1377.2	-3.2

L'approssimazione a due impulsi si dimostra molto accurata, con un errore percentuale medio di discostamento del 4%.

Applicando un'eventuale correzione dell'eccentricità, la soluzione approssimata si avvicinerebbe ancora di più alla soluzione reale, diminuendo l'errore.

Il codice relativo all'approssimazione, sviluppato in ambiente Matlab, viene utilizzato come funzione obiettivo per le seguenti ottimizzazioni.

5.2 Ottimizzazione dei tempi

In questo paragrafo vengono presentati i risultati ottenuti impiegando l'algoritmo genetico al codice implementato, organizzati in tre prove che sono state eseguite. Le tre prove sono le seguenti:

- Ottimizzazione, per ogni singola missione, del tempo di trasferimento fra coppie di detriti e del tempo di stop fra le diverse missioni. Quest'ultimo è necessario per evitare di avere sovrapposizioni e far avvenire le missioni una dopo l'altra, con uno stacco di almeno 30 giorni;
- Ottimizzazione, per missioni valutate a coppie, del solo tempo di trasferimento fra i due detriti in esame, per tutte e 10 le missioni; il tempo di stop non è più un parametro del ga e viene fissato a 30 giorni esatti;
- Ottimizzazione, per missioni valutate a coppie, del tempo di trasferimento fra coppie di detriti e nuovamente anche del tempo di stop fra le diverse missioni;

5.2.1 1° Prova

La prima ottimizzazione è stata eseguita applicando l'algoritmo genetico ad ogni singola missione. In questo caso, le variabili da ottimizzare sono due, ovvero:

- il tempo di trasferimento fra coppie di detriti;
- il tempo di stop fra le coppie di manovre;

Essendo dieci le missioni, per un totale di 123 detriti da rimuovere, le variabili da considerare sono complessivamente 122 (113 trasferimenti e 9 stop). Avendo evitato, però, di applicare l'algoritmo genetico alle 10 missioni contemporaneamente, in modo da ottenere un costo computazionale limitato, le variabili per ogni chiamata della funzione ga risultano essere molte meno. Infatti, i tempi di trasferimento da ottimizzare per ogni missione risultano essere pari a **[num. debris]-1** (per esempio, per la prima sequenza, il valore è 13) mentre si considera sempre uno solo il tempo di stop da ottimizzare, quello fra la missione corrente e la precedente (fissato a 0 nel caso della prima missione).

I vincoli da rispettare per tali tempi sono sempre quelli riportati nell'introduzione relativa al capitolo, quindi un minimo di 30 giorni per lo stop e un massimo di 30-**[rvd]** giorni per il trasferimento. Il vincolo inferiore per quest'ultimo viene poi fissato a 0.5 giorni, essendo considerato questo valore un buon trade-off rispetto al teorico 0 come *lower bound*.

I tempi di rendezvous sono presi pari a quelli trovati dal *JPL*, ovvero in un intorno destro di cinque giorni: tale tempo è necessario per consegnare ed attivare il kit di deorbiting.

Nel seguito vengono presentati i risultati relativi agli *stop times*, i *transfer times* delle singole missioni, il ΔV per le singole missioni e, infine, il ΔV globale (per l'intera rimozione).

Table 8: Tempo di stop fra una manovra e la successiva

Missioni	Tempo di stop [giorni]	
	JPL	1° prova
1-2	30.05	30.21
2-3	32.94	30.31
3-4	75.77	61.61
4-5	30.03	30.07
5-6	30.01	30.08
6-7	30.05	30.07
7-8	30.05	30.03
8-9	30.53	39.68
9-10	30.51	30.03

E' possibile notare come i tempi di trasferimento, oltre che ad essere coerenti, sono in alcuni punti più favorevoli e in altri di meno, rispettando il vincolo inferiore ed evitando così che avvengano più manovre contemporaneamente. Essendo ottimizzati insieme ai tempi di trasferimento, questi tempi concorrono alla minimizzazione del ΔV globale, passando attraverso la minimizzazione del ΔV di ogni singola manovra.

Table 9: Tempi di trasferimento ottimizzati tramite l'uso dell'algoritmo genetico

Missione	Durata dei trasferimenti [giorni]
1	24.76, 24.78, 13.10, 24.98, 9.16, 16.00, 24.97, 0.66, 0.79, 0.80, 24.95, 24.96, 24.99
(JPL)	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	17.09, 0.53, 0.54, 0.53, 14.79, 13.52, 0.65, 0.82, 18.85, 24.97, 0.57
(JPL)	24.93, 0.28, 0.73, 0.39, 17.07, 1.61, 22.42, 2.39, 15.88, 24.97, 2.49
3	20.13, 16.53, 6.71, 9.38, 20.79, 6.06, 20.75, 23.43, 21.85, 24.94, 24.78, 24.62, 24.95, 19.99, 11.71, 24.72, 24.82, 24.72, 24.87, 24.49
(JPL)	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, 23.54, 23.74, 23.91, 23.91, 23.92, 23.96, 23.83, 23.92, 23.95
(JPL)	23.96, 6.48, 16.72, 23.97, 23.95, 23.95, 23.96, 23.99, 23.94, 23.96
5	15.32, 0.80, 23.14, 0.80, 3.78, 1.13, 18.90, 24.76, 24.69, 24.89, 24.74, 24.78, 24.71
(JPL)	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	17.10, 0.54, 21.83, 0.58, 21.34, 24.98, 24.97, 24.98, 0.50
(JPL)	24.91, 0.30, 18.39, 3.08, 20.24, 24.96, 24.85, 24.97, 0.28
7	14.37, 0.70, 13.79, 24.86, 24.86, 23.82, 31.88, 24.95, 0.51
(JPL)	15.69, 0.50, 9.83, 24.94, 24.90, 24.48, 20.87, 24.91, 0.66
8	0.51, 24.97, 0.78, 24.98, 24.98, 24.92, 24.98, 24.97
(JPL)	10.03, 24.00, 2.83, 24.99, 24.99, 24.96, 21.19, 24.98
9	21.23, 1.41, 24.43, 24.41, 24.41, 24.36, 24.38, 24.47, 24.36, 17.93, 11.31
(JPL)	22.69, 4.24, 24.47, 24.46, 24.47, 24.44, 24.46, 24.46, 24.46, 18.54, 9.22
10	0.51, 14.48, 0.56, 0.62, 17.03, 8.99, 24.45, 24.43, 24.39
(JPL)	0.81, 11.59, 7.66, 1.11, 17.46, 6.47, 20.47, 24.47, 3.99

E' possibile notare come i tempi di trasferimento siano simili, e di conseguenza coerenti, a quelli trovati nella soluzione proposta dal *JPL*. Va considerato comunque che a volte sono presenti degli aumenti o dei decrementi, necessari per

migliorare il ΔV dei vari segmenti.

Il vincolo temporale è rispettato, dato che le missioni non durano più di 8 anni e rientrano anche all'interno della finestra temporale 23467 - 26419 [MJD2000].

Table 10: ΔV per ogni singola missione

Missione	ΔV per missione [m/s]
1	165.70, 142.02, 35.34, 241.70, 117.79, 247.68, 575.97, 65.68, 102.41, 218.39, 530.28, 369.85, 168.51
(JPL)	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	813.34, 413.70, 388.63, 207.07, 145.36, 129.50, 43.61, 91.13, 110.12, 414.01, 151.68
(JPL)	659.0, 301.1, 252.1, 143.8, 146.8, 68.6, 40.6, 84.2, 105.3, 448.5, 148.0
3	199.74, 72.30, 96.21, 44.26, 146.63, 52.50, 90.95, 234.42, 204.76, 138.80, 179.37, 22.80, 233.16, 158.60, 129.66, 242.36, 158.68, 382.47, 245.83, 253.88
(JPL)	219.1, 80.8, 105.2, 55.2, 140.2, 85.5, 95.0, 237.6, 205.9, 149.9, 245.2, 71.6, 197.3, 160.4, 132.2, 240.0, 161.2, 364.3, 230.4, 232.5
4	100.09, 57.03, 59.50, 286.98, 592.09, 532.39, 252.93, 177.50, 621.40, 206.29
(JPL)	86.1, 103.1, 62.6, 222.9, 709.1, 553.9, 219.9, 233.9, 739.0, 232.6
5	232.59, 42.67, 225.90, 19.22, 166.78, 261.88, 199.22, 113.20, 46.09, 95.92, 170.70, 582.52, 278.49
(JPL)	129.6, 45.2, 172.9, 52.6, 160.7, 280.8, 221.1, 163.5, 98.2, 115.7, 164.8, 674.8, 291.1
6	203.39, 162.82, 274.82, 60.49, 198.34, 838.06, 312.04, 331.78, 265.54,
(JPL)	156.0, 198.0, 305.8, 71.2, 194.4, 920.5, 314.1, 353.0, 272.8
7	445.62, 172.11, 171.56, 415.33, 118.56, 146.52, 148.78, 174.37, 214.92
(JPL)	400.6, 173.6, 211.3, 374.4, 109.6, 171.2, 145.1, 194.3, 233.0
8	357.01, 103.37, 97.40, 119.31, 552.17, 223.70, 190.59, 39.77
(JPL)	287.9, 111.9, 112.2, 144.5, 540.0, 260.1, 198.8, 82.7
9	88.40, 123.22, 442.39, 490.89, 374.97, 298.97, 277.67, 25.83, 155.30, 36.21, 169.68
(JPL)	83.3, 148.1, 495.9, 464.9, 405.2, 285.9, 254.8, 62.3, 156.6, 36.5, 174.9
10	200.73, 94.51, 113.89, 77.43, 125.35, 270.93, 303.37, 117.12, 73.60
(JPL)	189.4, 112.9, 110.0, 121.3, 117.9, 280.1, 300.4, 120.6, 70.2

In alcuni casi, i ΔV calcolati con l'approssimazione sono superiori a quelli del JPL, mentre in altri sono inferiori: é comunque possibile notare come non venga mai superata, dall'approssimazione, la soglia di 920.5 m/s, valore più alto trovato all'interno della soluzione vincitrice.

Table 11: ΔV globale

Missione	ΔV [m/s]		
	JPL	1° prova	Errore [%]
1	3066.5	2981.3	-2.8
2	2398.0	2908.2	+21
3	3409.5	3287.4	-3.5
4	3163.1	2886.2	-8.8
5	2571.0	2435.2	-5.3
6	2785.8	2647.3	-4.9
7	2013.1	2007.8	-0.2
8	1738.1	1683.3	-3.2
9	2568.4	2483.5	-3.3
10	1422.8	1379.9	-3.2
TOT	25136.3	24700	-1.7

E' possibile notare come i ΔV totali delle singole missioni presentino un miglioramento tranne nel caso della seconda, che peggiora.

Ciò si presume possa essere collegato ad una combinazione non ottimale dei tempi, dato che l'algoritmo genetico non garantisce il raggiungimento dell'ottimo globale. Inoltre, va considerato che il metodo a due impulsi utilizzato è un'approssimazione del metodo esatto.

Questa trasferta a ΔV elevato, in ogni caso, non preclude il raggiungimento dell'obiettivo finale, ovvero la minimizzazione del costo complessivo: le missioni successive, infatti, risultano comunque essere migliorate dalla combinazioni delle tempistiche fornite dall'algoritmo genetico.

Soltanto per la prima prova vengono riportati i risultati relativi alla massa che, come nel caso del ΔV , presentano un miglioramento, tranne per la seconda missione. Questo andamento è dovuto al legame presente all'interno dell'equazione del razzo di Tsiolkovsky.

Table 12: Massa del chaser ad inizio di ogni missione

Missione	Massa [kg]	
	JPL	1° prova
1	5665.38	5505.28
2	4666.15	5393.45
3	6589.58	6322.60
4	5679.10	5219.44
5	4906.59	4706.92
6	5062.74	4836.01
7	4082.33	4049.72
8	3725.73	3642.13
9	4897.35	4748.52
10	3438.62	3366.33

5.2.2 2° Prova

La seconda strategia di ottimizzazione consiste nel trattare a coppie le missioni, in modo da ottimizzare contemporaneamente un maggiore numero di parametri. In questo caso, viene considerato solo il tempo di trasferimento come variabile; il tempo di fermo alla fine di ogni manovra viene fissato a 30 giorni, chiaramente con costo nullo.

Le variabili da ottimizzare sono così $[\text{num. detriti sequenza } i] + [\text{num. detriti sequenza } i+1]$, con i come indice delle missioni. I tempi di rendezvous sono mantenuti fissi come nel caso precedente, così come ovviamente le sequenze.

Come prima, vengono presentati i risultati relativi ai *transfer times* delle singole missioni, il ΔV per le singole missioni e, infine, il ΔV globale (per l'intera rimozione).

Table 13: ΔV globale fra le due prove

Missione	ΔV [m/s]		
	1° prova	2° prova	Errore [%]
1	2981.3	5322	-9.6
2	2908.2		
3	3287.4	6322	+2.4
4	2886.2		
5	2435.2	4813	-5.3
6	2647.3		
7	2007.8	3636	-1.5
8	1683.3		
9	2483.5	3829	-0.89
10	1379.9		
TOT	24700	23932	-3.1

Table 14: ΔV globale per la seconda prova

Missione	ΔV [m/s]		
	JPL	2° prova	Errore [%]
1	3066.5	5322	-2.6
2	2398.0		
3	3409.5	6322	-3.8
4	3163.1		
5	2571.0	4813	-10.2
6	2785.8		
7	2013.1	3636	-3.1
8	1738.1		
9	2568.4	3829	-4.1
10	1422.8		
TOT	25136.3	23932	-4.8

E' immediato notare come non solo ci sia un netto miglioramento rispetto alla soluzione proposta dal *JPL* ma anche rispetto alla prima prova; avendo ottimizzato due coppie di missioni contemporaneamente, la seconda missione presumibilmente non presenta più un ΔV elevato come nel caso precedente: eseguendo un'ottimizzazione a coppie, la combinazione dei vari tempi di trasferimento risulta più efficace. Per quanto riguarda la seconda coppia di detriti, il peggioramento da ripartire sulle due missioni in esame è lieve. Si riporta il confronto dei tempi e dei ΔV rispetto alla prima prova di ottimizzazione, essendo la seconda una variazione della precedente.

Table 15: Tempi di trasferimento ottimizzati durante la seconda prova

Missione	Durata dei trasferimenti [giorni]
1	23.25, 24.99, 20.29, 24.98, 3.90, 14.04, 24.97, 0.57, 0.55, 0.56, 21.10, 24.95, 0.52
(1° prova)	24.76, 24.78, 13.10, 24.98, 9.16, 16.00, 24.97, 0.66, 0.79, 0.80, 24.95, 24.96, 24.99
2	24.99, 0.53, 0.56, 2.72, 24.22, 0.66, 23.20, 0.58, 20.31, 24.94, 0.52
(1° prova)	17.09, 0.53, 0.54, 0.53, 14.79, 13.52, 0.65, 0.82, 18.85, 24.97, 0.57
3	11.20, 23.88, 13.80, 0.86, 10.57, 23.31, 15.66, 24.89, 24.94, 24.98, 24.94, 24.91, 24.92, 10.68, 24.81, 24.96, 24.94, 24.98, 24.97, 24.92
(1° prova)	20.13, 16.53, 6.71, 9.38, 20.79, 6.06, 20.75, 23.43, 21.85, 24.94, 24.78, 24.62, 24.95, 19.99, 11.71, 24.72, 24.82, 24.72, 24.87, 24.49
4	24.99, 23.96, 23.98, 23.97, 23.91, 23.94, 23.95, 23.98, 23.93, 23.96
(1° prova)	23.96, 23.54, 23.74, 23.91, 23.91, 23.92, 23.96, 23.83, 23.92, 23.95
5	5.08, 0.54, 24.91, 14.70, 20.99, 0.51, 13.79, 24.93, 24.93, 24.97, 23.28, 242.98, 23.94
(1° prova)	15.32, 0.80, 23.14, 0.80, 3.78, 1.13, 18.90, 24.76, 24.69, 24.89, 24.74, 24.78, 24.71
6	22.54, 0.54, 22.33, 0.56, 21.73, 24.97, 24.98, 24.98, 0.52
(1° prova)	17.10, 0.54, 21.83, 0.58, 21.34, 24.98, 24.97, 24.98, 0.50
7	22.21, 20.11, 0.50, 24.94, 24.96, 12.22, 14.47, 24.93, 0.50
(1° prova)	14.37, 0.70, 13.79, 24.86, 24.86, 23.82, 31.88, 24.95, 0.51
8	0.51, 24.99, 6.30, 25.00, 24.99, 24.96, 24.93, 24.98
(1° prova)	0.51, 24.97, 0.78, 24.98, 24.98, 24.92, 24.98, 24.97
9	24.95, 7.60, 24.46, 24.47, 24.47, 24.44, 24.45, 24.27, 24.46, 20.85, 0.51
(1° prova)	21.23, 1.41, 24.43, 24.41, 24.41, 24.36, 24.38, 24.47, 24.36, 17.93, 11.31
10	0.52, 16.11, 6.20, 0.50, 17.33, 21.24, 5.47, 24.46, 0.51
(1° prova)	0.51, 14.48, 0.56, 0.62, 17.03, 8.99, 24.45, 24.43, 24.39

Avendo fissato il tempo di stop a 30 giorni esatti, i tempi per la prima coppia di missioni hanno subito una migliore ricombinazione e ne è prova la diminuzione del ΔV totale per missione.

Per il resto, le combinazioni di tempi seguono quanto visto per la prima ottimizzazione, rimanendo compresi fra il *lower bound* e *upper bound* specificati.

Table 16: ΔV per ogni singola missione nella seconda prova

Missione	ΔV per missione [m/s]
1	165.1, 144.4, 30.4, 221.6, 116.5, 263.1, 572.5, 63.2, 100.7, 229.2, 506.7, 418.9, 363.9
(1° prova)	165.7, 142.0, 35.3, 241.7, 117.8, 247.7, 575.9, 65.7, 102.4, 218.4, 530.3, 369.8, 168.5
2	586.4, 232.5, 164.4, 157.0, 109.2, 67.2, 43.3, 91.7, 107.4, 414.4, 151.2
(1° prova)	813.3, 413.7, 388.6, 207.1, 145.4, 129.5, 43.6, 91.1, 110.1, 414.0, 151.7
3	195.3, 66.7, 95.7, 44.1, 135.5, 53.5, 91.5, 234.0, 203.0, 144.2, 183.9, 23.1, 219.5, 158.4, 128.6, 297.5, 153.4, 381.6, 273.5, 209.4
(1° prova)	199.7, 72.3, 96.2, 44.3, 146.6, 52.5, 90.9, 234.4, 204.7, 138.8, 179.4, 22.8, 233.2, 158.6, 129.7, 242.4, 158.7, 382.5, 245.8, 253.9
4	113.4, 76.1, 85.8, 171.9, 718.1, 462.5, 150.8, 288.1, 728.9, 244.1
(1° prova)	100.1, 57.0, 59.5, 286.9, 592.1, 532.4, 252.9, 177.5, 621.4, 206.3
5	101.8, 37.3, 119.1, 10.4, 173.6, 262.2, 196.8, 104.0, 42.9, 107.4, 159.3, 638.4, 259.1
(1° prova)	232.6, 42.7, 225.9, 19.2, 166.8, 261.9, 199.2, 113.2, 46.1, 95.9, 170.7, 582.5, 278.4
6	159.8, 167.0, 270.8, 59.3, 195.6, 838.3, 312.0, 331.6, 265.7
(1° prova)	203.4, 162.8, 274.8, 60.5, 198.3, 838.1, 312.0, 331.8, 265.5
7	357.5, 181.7, 85.6, 525.4, 125.0, 159.3, 167.4, 201.1, 215.7
(1° prova)	445.6, 172.1, 171.6, 415.3, 118.6, 146.5, 148.8, 174.4, 214.9
8	303.7, 92.7, 96.2, 121.3, 546.9, 226.3, 191.5, 39.1
(1° prova)	357.0, 103.4, 97.4, 119.3, 552.2, 223.7, 190.6, 39.8
9	84.7, 129.0, 436.1, 502.5, 372.5, 292.4, 282.8, 25.2, 51.3, 35.7, 172.2
(1° prova)	88.4, 123.2, 442.4, 490.9, 374.9, 298.9, 277.7, 25.8, 155.3, 36.2, 169.7
10	200.7, 94.5, 113.9, 77.4, 125.3, 270.9, 303.4, 117.1, 73.6
(1° prova)	189.4, 112.9, 110.0, 121.3, 117.9, 280.1, 300.4, 120.6, 70.2

Nel confronto con i ΔV della prima ottimizzazione, si nota un andamento simile nella distribuzione dei risultati. In particolare, come riportato in precedenza, il ΔV totale della seconda missione risulta inferiore essere rispetto a quanto si era trovato per la prima prova, avendo distribuito meglio i tempi.

La massa di ogni missione in questo caso non viene calcolata, ma è lecito supporre che si otterrebbe un valore migliore rispetto al caso precedente, avendo ΔV migliori.

5.2.3 3° Prova

La terza prova è sempre relativa all'ottimizzazione dei tempi, data dalla valutazione simultanea di coppie di missioni. Tuttavia, a differenza della seconda, in questo caso il tempo di stop viene nuovamente considerato come variabile dell'algoritmo genetico.

Come nel caso precedente, i tempi di rendezvous e le sequenze sono mantenute fisse. Di seguito vengono presentati i risultati paragonati a quanto ottenuto con la seconda prova, per fornire un confronto diverso con un altro modello.

Table 17: Tempi di trasferimento ottimizzati durante la terza prova

Missione	Durata dei trasferimenti [giorni]
1	24.90, 24.99, 23.39, 24.98, 0.55, 12.89, 24.98, 0.51, 0.53, 0.51, 22.15, 24.79, 0.52
(2° prova)	23.25, 24.99, 20.29, 24.98, 3.90, 14.04, 24.97, 0.57, 0.55, 0.56, 21.10, 24.95, 0.52
2	24.99, 0.53, 0.50, 0.66, 24.66, 0.53, 18.76, 7.20, 18.91, 24.97, 0.52
(2° prova)	24.99, 0.53, 0.56, 2.72, 24.22, 0.66, 23.20, 0.58, 20.31, 24.94, 0.52
3	19.08, 20.60, 3.41, 7.16, 8.78, 24.98, 14.86, 24.96, 24.94, 24.98, 24.98, 24.92, 24.93, 11.45, 15.19, 24.99, 24.93, 24.98, 24.98, 24.96
(2° prova)	11.20, 23.88, 13.80, 0.86, 10.57, 23.31, 15.66, 24.89, 24.94, 24.98, 24.94, 24.91, 24.92, 10.68, 24.81, 24.96, 24.94, 24.98, 24.97, 24.92
4	25.00, 23.93, 23.99, 23.97, 23.95, 23.95, 23.95, 23.99, 23.94, 23.94
(2° prova)	24.99, 23.96, 23.98, 23.97, 23.91, 23.94, 23.95, 23.98, 23.93, 23.96
5	0.51, 0.58, 23.79, 0.51, 0.52, 3.09, 14.05, 24.91, 24.94, 24.96, 22.37, 24.98, 24.44
(2° prova)	5.08, 0.54, 24.91, 14.70, 20.99, 0.51, 13.8, 24.93, 24.93, 24.97, 23.28, 24.98, 23.94
6	22.54, 0.56, 22.11, 0.50, 20.77, 24.97, 24.98, 24.97, 2.62
(2° prova)	22.54, 0.54, 22.33, 0.56, 21.73, 24.97, 24.98, 24.98, 0.52
7	21.97, 19.88, 0.50, 24.94, 24.96, 11.74, 14.40, 24.94, 0.51
(2° prova)	22.21, 20.11, 0.50, 24.94, 24.96, 12.22, 14.47, 24.93, 0.50
8	0.50, 24.99, 6.31, 25.00, 24.99, 24.96, 24.93, 24.98
(2° prova)	0.51, 24.99, 6.30, 25.00, 24.99, 24.96, 24.93, 24.98
9	21.07, 0.52, 24.47, 24.47, 24.47, 24.45, 24.45, 24.47, 24.45, 21.96, 0.51
(2° prova)	24.95, 7.60, 24.46, 24.47, 24.47, 24.44, 24.45, 24.27, 24.46, 20.85, 0.51
10	0.50, 14.09, 8.71, 0.50, 18.57, 0.50, 24.46, 24.47, 0.50
(2° prova)	0.52, 16.11, 6.20, 0.50, 17.33, 21.24, 5.47, 24.46, 0.51

Table 18: ΔV per ogni singola missione nella seconda prova

Missione	ΔV per missione [m/s]
1	165.7, 140.5, 31.2, 205.8, 103.7, 272.9, 572.9, 63.5, 100.6, 228.3, 508.8, 408.7, 357.4
(2° prova)	165.1, 144.4, 30.4, 221.6, 116.5, 263.1, 572.5, 63.2, 100.7, 229.2, 506.7, 418.9, 363.9
2	587.6, 240.1, 173.7, 158.1, 107.9, 64.9, 47.0, 93.9, 109.9, 414.1, 151.1
(2° prova)	586.4, 232.5, 164.4, 157.0, 109.2, 67.2, 43.3, 91.7, 107.4, 414.4, 151.2
3	198.3, 68.5, 95.6, 45.8, 135.3, 53.6, 91.5, 233.9, 203.2, 143.6, 183.3, 23.0, 220.5, 158.4, 128.3, 230.7, 160.5, 378.8, 242.6, 258.3
(2° prova)	195.3, 66.7, 95.7, 44.1, 135.5, 53.5, 91.5, 234.0, 203.0, 144.2, 183.9, 23.1, 219.5, 158.4, 128.6, 297.5, 153.4, 381.6, 273.5, 209.4
4	85.6, 67.1, 78.9, 376.2, 494.1, 585.8, 333.4, 96.1, 536.9, 176.6
(2° prova)	113.4, 76.1, 85.8, 171.9, 718.1, 462.5, 150.8, 288.1, 728.9, 244.1
5	507.0, 43.0, 228.0, 21.0, 168.7, 262.4, 197.3, 104.7, 43.2, 105.7, 159.9, 642.8, 254.3
(2° prova)	101.8, 37.3, 119.1, 10.4, 173.6, 262.2, 196.8, 104.0, 42.9, 107.4, 159.3, 638.4, 259.1
6	160.3, 166.2, 272.9, 59.0, 200.0, 841.2, 303.4, 339.1, 265.1
(2° prova)	159.8, 167.0, 270.8, 59.3, 195.6, 838.3, 312.0, 331.6, 265.7
7	364.9, 186.6, 82.0, 529.6, 125.3, 160.1, 167.8, 201.1, 215.7
(2° prova)	357.5, 181.7, 85.6, 525.4, 125.0, 159.3, 167.4, 201.1, 215.7
8	303.6, 92.7, 96.2, 121.3, 546.9, 226.4, 191.5, 39.1
(2° prova)	303.7, 92.7, 96.2, 121.3, 546.9, 226.3, 191.5, 39.1
9	88.7, 122.9, 443.7, 486.9, 374.6, 299.3, 277.2, 25.8, 154.9, 35.7
(2° prova)	84.7, 129.0, 436.1, 502.5, 372.5, 292.4, 282.8, 25.2, 51.3, 35.7, 172.2
10	181.4, 98.5, 89.2, 75.7, 115.7, 266.9, 320.8, 127.6, 59.5
(2° prova)	200.7, 94.5, 113.9, 77.4, 125.3, 270.9, 303.4, 117.1, 73.6

Table 19: Tempo di stop fra una manovra e la successiva

Missioni	Tempo di stop [giorni]	
	JPL	3° prova
1-2	30.05	30.01
2-3	32.94	30.03
3-4	75.77	77.04
4-5	30.03	30.00
5-6	30.01	30.04
6-7	30.05	30.00
7-8	30.05	30.00
8-9	30.53	39.85
9-10	30.51	30.03

E' possibile notare una corrispondenza fra i tempi della soluzione ufficiale e la soluzione trovata tramite l'ottimizzazione a coppie. E' chiaro come, rispetto alla prova precedente, dando la possibilità all'ottimizzazione di far variare il tempo di stop e quindi lasciando maggiore margine per ottimizzare, si ottenga un miglioramento nei ΔV .

Table 20: ΔV globale per la terza prova

Missione	ΔV [m/s]		
	JPL	3° prova	Errore [%]
1	3066.5	5308.9	-2.8
2	2398.0		
3	3409.5	6084.6	-7.4
4	3163.1		
5	2571.0	5345.2	-0.2
6	2785.8		
7	2013.1	3650.7	-2.7
8	1738.1		
9	2568.4	3817.4	-4.35
10	1422.8		
TOT	25136.3	24206.9	-3.7

Come per le prove precedenti, l'ottimizzazione dei tempi, considerando coppie di missioni, porta a dei risultati migliori per ogni sequenza e di conseguenza ad un migliore utilizzo di massa di propellente, non superando mai i vincoli imposti dalla competizione.

Table 21: ΔV globale per il confronto fra seconda e terza prova

Missione	ΔV [m/s]	
	2° prova	3° prova
1		
2	5322	5308.9
3		
4	6322	6084.6
5		
6	4813	5345.2
7		
8	3636	3650.7
9		
10	3829	3817.4
TOT	23932	24206.9

Per comodità si riporta solo il confronto fra seconda e terza prova, essendo la seconda un miglioramento della prima a sua volta. Si nota come i risultati delle singole manovre per la terza prova siano migliori, seppur di poco, alla seconda, ma il ΔV globale è peggiorato: ciò è dovuto al peggioramento notevole della terza coppia di missioni che può essere ricollegato al fatto che in questo caso l’attesa fra la missione 3 e la missione 4 sia di 77.04 giorni; questo può aver influenzato l’inizio della coppia di missioni successiva, diventando sfavorevole nonostante una diversa combinazione di tempi di trasferimento. Come già detto, comunque, l’algoritmo genetico non ha garanzia di trovare il minimo globale della soluzione approssimata.

Infine, il risultato finale è sì peggiorato ma risulta essere comunque più vantaggioso della prima prova condotta e della soluzione proposta dal *JPL*.

5.3 Confronto a e i con caso a 4 impulsi

In ultimo, si presentano due confronti fra il codice a due impulsi proposto in questo lavoro e il codice a quattro impulsi impiegato in un precedente studio per la rimozione di detriti² [17]: entrambi i confronti riguardano gli andamenti del semiasse maggiore a e dell’inclinazione i .

I confronti sono eseguiti, per comodità, soltanto sulla prima sequenza, ma lo studio potrebbe essere ugualmente esteso all’intera rimozione.

Il primo riguarda un confronto delle performance dei due codici nel momento in cui si mantiene, come lower bound, 0.5 giorni nel tempo di trasferimento.

Come menzionato in precedenza, all’interno del codice a due impulsi viene trascurata la fasatura.

Di seguito viene presentato il confronto dei due andamenti per questo primo caso:

²*Optimization of Active Debris Removal Missions with Multiple Targets*

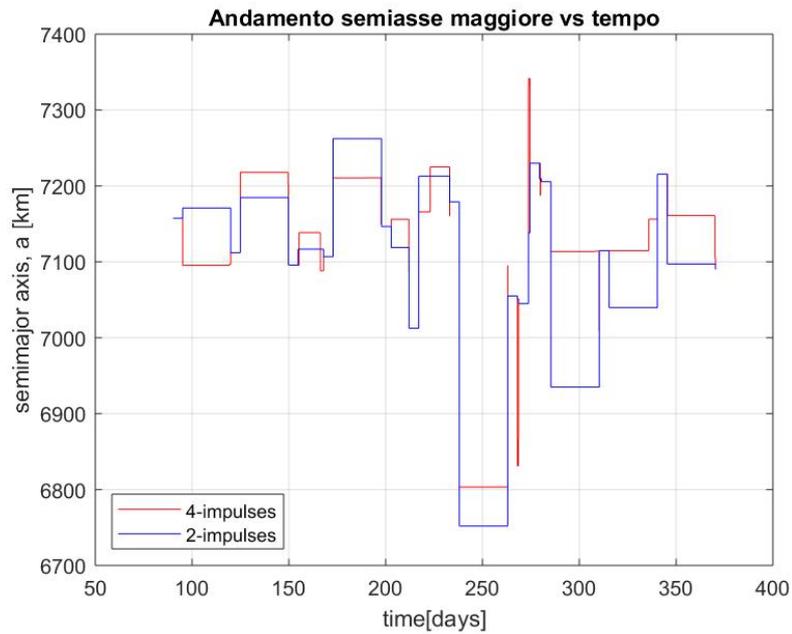


Figure 22: Confronto semiasse maggiore nel primo caso

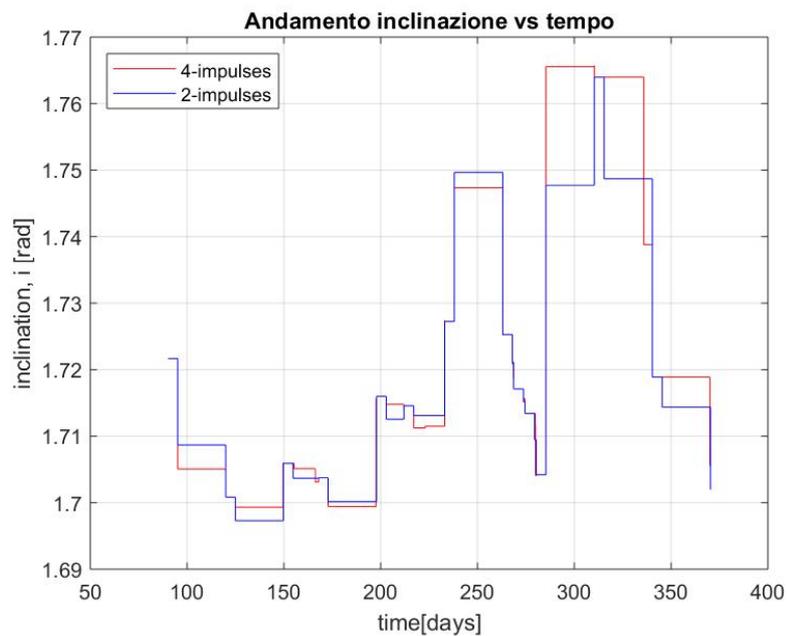


Figure 23: Confronto inclinazione nel primo caso

E' possibile notare come ci siano evidenti discrepanze nel momento in cui i tempi di trasferimento sono più piccoli di 1 giorno. Ciò evidenzia come il problema della fasatura diventi importante quando i tempi sono ridotti. Per questo motivo, per quei tratti la soluzione fornita dal codice a due impulsi non è attendibile, non tenendo conto del costo effettivo.

Di seguito viene riportato il ΔV per ogni coppia.

Table 22: ΔV per coppia per il primo confronto

Coppie di detriti	ΔV [m/s]	
	2 impulsi	4 impulsi
23 - 55	165.70	176.88
55 - 79	142.02	200.15
79 - 113	35.34	78.61
113 - 25	241.70	314.61
25 - 20	117.79	124.52
20 - 27	247.68	314.61
27 - 117	575.97	598.05
117 - 121	65.68	258.47
121 - 50	102.41	215.18
50 - 95	218.39	230.96
95 - 102	530.28	574.68
102 - 38	369.85	398.83
38 - 97	168.51	176.07

Le soluzioni fornite dall'algorithm genetico a quattro impulsi risultano essere superiori a quelle fornite dal metodo approssimato sia perché l'algorithm genetico non ha la garanzia di trovare il minimo globale sia perché all'interno della sequenza sono presenti tratti con tempo di trasferimento molto piccolo.

Il secondo confronto viene prodotto facendo eseguire nuovamente l'ottimizzazione delle tempistiche tramite l'algorithm genetico a due impulsi, aumentando il *lower bound* ad un minimo di 3 giorni, in modo da ottenere risultati coerenti per l'algorithm a quattro impulsi. Una volta ottenuti i tempi relativi a questi vincoli, si sono generati i nuovi grafici di confronto.

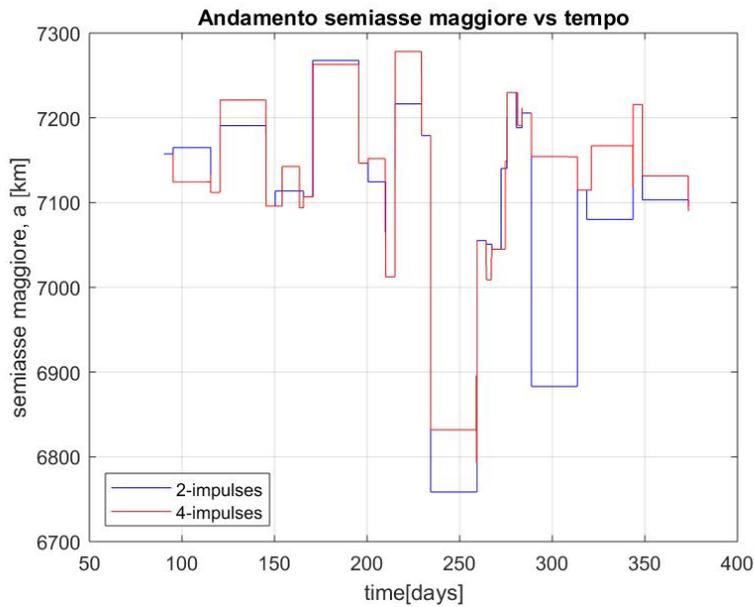


Figure 24: Confronto semiasse maggiore nel secondo caso

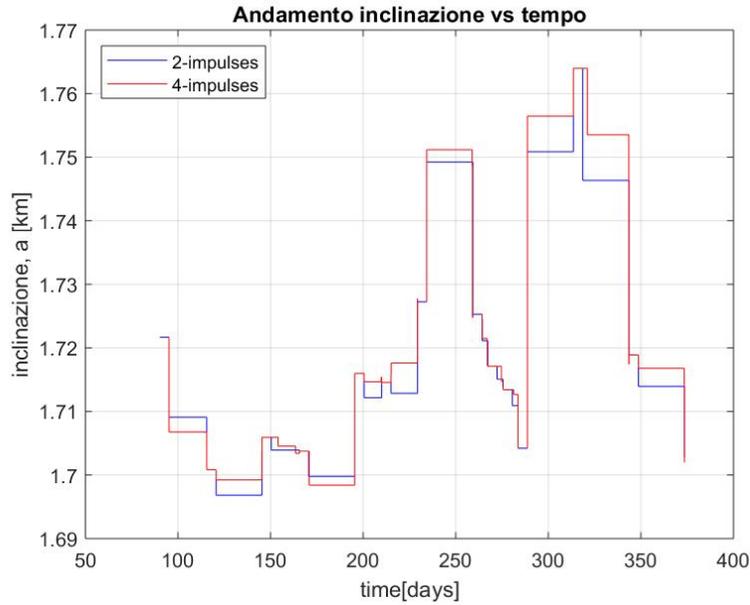


Figure 25: Confronto inclinazione nel secondo caso

E' possibile notare come, in entrambi i casi, i due algoritmi seguano una strategia simile nella maggioranza dei tratti per la variazione di semiasse maggiore a e di inclinazione i e ciò è particolarmente evidente nel secondo grafico; le soluzioni errate presenti nel primo confronto sono state corrette aggiustando il numero minimo di giorni di trasferimento.

Di seguito viene riportato il confronto dei ΔV fra i risultati del JPL e quelli del codice a quattro impulsi, essendo considerato più significativo (e considerando che i risultati forniti dal codice a due impulsi si discostano di poco da quelli del caso precedente).

Table 23: ΔV globale per la seconda prova

Coppie di detriti	ΔV [m/s]	
	JPL	4 impulsi
23 - 55	161.8	172.3
55 - 79	139.2	181.2
79 - 113	65.8	71.46
113 - 25	208.2	261.9
25 - 20	115.2	133.1
20 - 27	300.1	319.6
27 - 117	564.9	628.1
117 - 121	78.3	86.9
121 - 50	105.0	106.5
50 - 95	233.3	207.5
95 - 102	453.5	710.9
102 - 38	340.4	408.2
38 - 97	300.8	162.2

I ΔV sono, in ogni caso, dello stesso ordine di grandezza e quindi confrontabili, tenendo conto che nel primo sono impiegati cinque impulsi mentre nel secondo solamente quattro, il che può spiegare il costo superiore.

6 Conclusioni

Come discusso, il problema dei *debris* in orbita ha conosciuto una crescita costante negli ultimi anni, motivo per cui sono state sviluppate le numerose tecniche di rimozione citate; dal deorbiting al rientro nell'atmosfera, fino al trasporto in "orbite cimitero", sempre con lo scopo di non saturare le orbite di maggior utilizzo.

Da questo scenario deriva l'importanza di questo lavoro, che si è focalizzato in particolare sul caso delle orbite *LEO* e della rimozione di 123 detriti tramite l'utilizzo di un veicolo chaser, munito di kit per il deorbiting da consegnare ai diversi detriti presenti in orbita.

In particolare, si è cercato, seguendo quanto riportato dall'incipit della competizione *Global Trajectory Optimization Competition (GTOC)*, di migliorare la soluzione vincitrice del *Jet Propulsion Laboratory (JPL)* in termini di ΔV (e di conseguenza del costo del propellente), tramite una semplice approssimazione a due impulsi (rispetto ai cinque impulsi originali), identificando i tempi ottimali tramite l'algoritmo genetico implementato.

Questo scopo è stato raggiunto sostanzialmente in tutte le prove eseguite: nella prima prova, in cui vengono ottimizzati sia i tempi di trasferimento sia quelli di stop considerando missioni singole, tutte le sequenze (tranne una) presentano un ΔV minore, con un decremento anche del -8.8%; la seconda prova migliora, invece, tutti i ΔV utilizzando una strategia in cui l'ottimizzazione avviene a coppie; la terza, ottimizzando a coppie come nella precedente, ma considerando variabili differenti, minimizza ugualmente i risultati ottenuti dal JPL.

Tuttavia, nel metodo a due impulsi non viene considerato il *phasing* che è importante soprattutto quando i tempi di trasferimento sono ridotti: ciò viene esplorato nel momento in cui si confrontano gli andamenti di semiasse maggiore e inclinazione con un algoritmo genetico a quattro impulsi. Proprio per tenere conto di questo limite e per ottenere dei risultati coerenti è stato necessario aumentare il vincolo inferiore del tempo di trasferimento.

In futuro, per migliorare il presente lavoro, si potrebbe analizzare in maniera più approfondita l'opzione a quattro impulsi e/o provare ad utilizzare altri metodi di ottimizzazione frequenti nella risoluzione di questo tipo di problemi, quali il *Particle Swarm Optimization* (metodo ispirato al movimento degli sciame, che cerca di riprodurre i comportamenti osservati dagli animali durante la ricerca di un ambiente che si adatti meglio alle loro esigenze) e l'*Ant Colony Optimization* (metodo ispirato dal comportamento delle formiche, che identifica il percorso migliore dalla loro colonia alla fonte di cibo), così da poter confrontare le loro prestazioni e soluzioni.

Tali metodi potrebbero anche essere utilizzati per effettuare una nuova ricerca delle sequenze di rimozione ottimali, come eseguito dal JPL stesso nella soluzione originale.

References

- [1] R.R. Bate, D.D. Mueller, and J.E. White. *Fundamentals of Astrodynamics*. 1971.
- [2] K.F. Cornelisse, J.W.; Schöyer, H.F.R.; Wakker. *Rocket Propulsion and Space-flight Dynamics*, volume 1. 1979.
- [3] Wigbert Fehse. *Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft*. 2003.
- [4] Loretta Hall. *The History of Space*, 2014.
- [5] Dario Izzo and Marcus Märten. The Kessler Run: On the Design of the GTOC9 Challenge. *Acta Futura*, 11(11):11–24, 2017.
- [6] Alessandro Marin. *Ottimizzazione di missioni spaziali ADR mediante algoritmi genetici*. PhD thesis, 2018.
- [7] C. Priyant Mark and Surekha Kamath. Review of Active Space Debris Removal Methods. *Space Policy*, 47:194–206, 2019.
- [8] MathWorks. Genetic Algorithm Options.
- [9] NASA Orbital Debris Program Office. Two Major Satellite Breakups Near End of 2001 Two. *Orbital Debris Quarterly News*, 7(1):1–2, 2002.
- [10] NASA Orbital Debris Program Office. Chinese Anti-satellite Test Creates Most Severe Orbital Debris Cloud in History. *Orbital Debris Quarterly News*, 11(2):2–3, 2007.
- [11] NASA Space Science Data Coordinated Archive. Vanguard 1.
- [12] Phillip Anz-Meador Nicholas L. Johnson, David O. Whitlock. History On-orbit Satellite Fragmentation 13th Edition. *Orbital Debris Program Office*, JSC 62530(May):446, 2004.
- [13] 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, and Jon Sims. GTOC9: Results from the Jet Propulsion Laboratory (team JPL). *Acta Futura*, 11:25–35, 2018.
- [14] M; Sanz Subirana, J.; Juan Zornoza, J.M.; Hernández. Perturbed Motion.
- [15] Minghe Shan, Jian Guo, and Eberhard Gill. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*, 80:18–32, 2016.
- [16] Hong Xin Shen and Lorenzo Casalino. Simple V approximation for optimization of debris-to-debris transfers. *arXiv*, 2020.

- [17] Hong Xin Shen, Tian Jiao Zhang, Lorenzo Casalino, and Dario Pastrone. Optimization of active debris removal missions with multiple targets. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 55(1):181–189, 2018.
- [18] S.N Sivanandam, S.N; Deepa. *Introduction to Genetic Algorithms*, volume 1. 2008.
- [19] The European Space Agency. FAQ: Frequently Asked Question on Space Debris.
- [20] The European Space Agency. Space debris by the numbers.
- [21] The European Space Agency. The Global Trajectory Optimisation Competition Portal.
- [22] The European Space Agency. Space debris: assessing the risk, 2005.
- [23] The European Space Agency. Space debris mitigation: the case for a code of conduct, 2005.
- [24] Saneh Lata Yadav and Asha Sohal. Study of the various selection techniques in Genetic Algorithms. *International Journal of Engineering, Science and Mathematics*, 11(2):198–204, 2007.