

# Ottimizzazione di missioni spaziali ADR mediante algoritmi genetici

Alessandro Marin

15 ottobre 2018

## INDICE

1. Prefazione . . . . .	5
2. Introduzione . . . . .	6
2.1 Il contesto storico . . . . .	6
2.1.1 Le origini . . . . .	6
2.1.2 Distribuzione temporale e spaziale dei detriti . . . . .	7
2.2 Tipologie di detriti spaziali . . . . .	10
2.2.1 Origine dei detriti spaziali . . . . .	10
2.2.2 Eventi anomali . . . . .	11
2.2.3 Esplosioni . . . . .	12
2.2.4 Collisioni . . . . .	12
2.2.5 Residui di refrigerante . . . . .	13
2.2.6 Scarichi propulsori a combustibile solido (SRM) . . . . .	14
2.3 Metodi di classificazione di detriti spaziali per missioni ADR . . . . .	15
2.3.1 Classificazione missioni ADR . . . . .	15
2.3.2 Classificazione detriti . . . . .	17
2.3.3 Monitoraggio dei detriti spaziali . . . . .	20
2.3.4 Probabilità e conseguenze di una collisione con un de- trito spaziale . . . . .	20
2.3.5 Contromisure per il volo umano . . . . .	21
2.3.6 Le schermature . . . . .	22
2.4 Iniziative in corso per la rimozione di detriti spaziali . . . . .	24
2.4.1 Premessa . . . . .	24
2.4.2 Orbital Express Space Operations Mission . . . . .	24
2.4.3 NASA Robotic Refueling Mission (RRM) . . . . .	25
2.4.4 Phoenix Program by DARPA . . . . .	26
2.4.5 Raven . . . . .	26
2.4.6 Clean Space One . . . . .	27
2.4.7 ConeXpress Orbital Life Extension Vehicle . . . . .	28
2.5 Tecnologie future per missioni ADR . . . . .	29
2.5.1 Premessa . . . . .	29
2.5.2 Sistemi di terra . . . . .	29
2.5.3 Sistemi passivi per il <i>de-orbit</i> . . . . .	30
2.5.4 Sistemi esterni per procedure <i>end of life</i> . . . . .	31
2.5.5 Cattura robotica e successivo de-orbit . . . . .	32

---

2.5.6	Altri metodi . . . . .	33
2.5.7	<i>De-orbiting controllato</i> . . . . .	33
3.	<i>La missione</i> . . . . .	34
3.1	Panoramica sulla missione . . . . .	34
3.2	Cenni di meccanica orbitale . . . . .	36
3.2.1	Manovre di trasferimento tra orbite piane . . . . .	39
3.3	Fenomeni perturbativi . . . . .	40
3.3.1	Le equazioni perturbate di Newton . . . . .	43
3.3.2	Le equazioni perturbate di Gauss . . . . .	43
3.3.3	Le equazioni perturbate di Lagrange . . . . .	44
3.3.4	Semplificazioni . . . . .	45
3.4	Modello dinamico . . . . .	47
3.4.1	Propagazione dell'orbita . . . . .	47
3.4.2	Stima del costo di trasferimento . . . . .	47
3.4.3	Calcolo del Mass budget . . . . .	50
4.	<i>L'algoritmo</i> . . . . .	52
4.1	Introduzione agli algoritmi evolutivi . . . . .	52
4.2	Gli algoritmi genetici . . . . .	53
4.3	Inizializzazione . . . . .	56
4.4	Selezione . . . . .	57
4.4.1	Tournament selection . . . . .	58
4.4.2	Proportional roulette wheel selection . . . . .	58
4.4.3	Rank-based roulette wheel selection . . . . .	60
4.4.4	Best only selection . . . . .	61
4.5	Crossover . . . . .	62
4.5.1	Single Point crossover . . . . .	62
4.5.2	City Centered crossover . . . . .	62
4.5.3	Ordered crossover . . . . .	63
4.5.4	Order Based crossover . . . . .	63
4.5.5	Partially Mapped crossover (PMX) . . . . .	63
4.6	Mutazione . . . . .	65
4.6.1	Simple swap . . . . .	65
4.6.2	Simple Move . . . . .	65
4.6.3	Scramble . . . . .	65
4.6.4	Sub-Tour Inversion . . . . .	66
4.6.5	Swap Blocks . . . . .	66
4.7	Il codice . . . . .	67
4.7.1	Caricamento dati . . . . .	67
4.7.2	Adimensionalizzazione delle variabili . . . . .	67
4.7.3	Sanity checks . . . . .	68
4.7.4	Ciclo principale . . . . .	68

---

5. <i>Analisi dei risultati</i> . . . . .	72
5.1 <i>Analisi risultati algoritmo genetico</i> . . . . .	72
5.1.1 <i>Risultati migliori</i> . . . . .	74
5.1.2 <i>Risultati meno favorevoli</i> . . . . .	75
5.1.3 <i>Effetto del vincolo temporale sul risultato</i> . . . . .	76
5.1.4 <i>Verifica versatilità algoritmo genetico</i> . . . . .	76
5.2 <i>Analisi prestazioni algoritmo genetico</i> . . . . .	78
6. <i>Conclusioni</i> . . . . .	83

## 1. PREFAZIONE

Il problema del progressivo affollamento dello spazio intorno al nostro pianeta e l'aumento del numero di detriti ha reso necessario lo sviluppo di strumenti che permettano di trovare soluzioni a costi contenuti e in tempi relativamente brevi. L'aumento incontrollato del numero di questi oggetti potrà in futuro rappresentare una minaccia per le attività umane nello spazio. Nel caso più estremo potrebbe verificarsi un fenomeno di collisioni a catena, noto come sindrome di Kessler, in grado di aumentare esponenzialmente la quantità di frammenti in orbita. Una delle proposte più valide propone l'invio di missioni specializzate in grado di consegnare uno speciale *kit* per la rimozione di detriti di grosse dimensioni come satelliti fuori uso o stadi di lanciatori rimasti in orbite stabili. Per risultare un approccio vantaggioso è imperativo riuscire a rimuovere più di un detrito per missione. Il seguente lavoro di tesi si inserisce all'interno di questo contesto e si propone di sviluppare un algoritmo genetico affidabile in grado di trovare possibili missioni che prevedano la rimozione di cinque detriti con il minimo consumo di combustibile e in tempi inferiori ai trecento giorni. Dal momento che il numero di possibili soluzioni è molto grande, è necessario disporre di strumenti che possano setacciare lo spazio delle soluzioni senza dover valutare ogni combinazione possibile. Gli algoritmi genetici rispondono a questa esigenza; si basano infatti, sui concetti alla base del processo di selezione naturale. Data una popolazione iniziale, il codice è in grado di valutare la bontà di ogni individuo appartenente ad essa e di generarne successivamente una nuova con caratteristiche migliori. Viene infatti simulato il processo riproduttivo creando i nuovi individui a partire dai migliori della generazione precedente. Questo approccio al problema ha permesso di trovare un certo numero di possibili missioni all'interno dei vincoli del problema. L'algoritmo ha inoltre dimostrato di essere in grado di trovare soluzioni valide con una certa frequenza e che non si discostino molto dalla soluzione di minimo globale del problema.

## 2. INTRODUZIONE

### 2.1 *Il contesto storico*

#### 2.1.1 *Le origini*

La prima esplosione in orbita nell'era del volo spaziale avvenne solamente quattro anni dopo il volo dello Sputnik nel 1957. Lo stadio superiore del lanciatore Thor-Ablestar esplose poche decine di minuti dopo aver rilasciato il payload nell'orbita corretta. L'incidente generò almeno 298 frammenti in grado di essere monitorati, la maggior parte dei quali è nello spazio ancora oggi. Con il successivo aumento dei lanci spaziali e delle attività di rilascio in orbita dei carichi utili, l'ambiente intorno alla Terra cominciò ad essere progressivamente più affollato. Nell'agosto del 1964 entrò in servizio il primo satellite geostazionario e da allora sono stati immessi in GEO più di 800 oggetti mentre nel 1978 avvenne la prima esplosione in orbita geostazionaria. Già nel 1979 veniva pubblicato un primo articolo relativo al problema dell'accumulo di detriti nello spazio.

Allo stesso tempo le orbite basse divennero il campo di addestramento e di test per le nuove tecnologie aerospaziali; nel 1965 ci fu la prima esplosione intenzionale dopo che il satellite sovietico da ricognizione Cosmos-50 sperimentò un danno critico. Solo tre anni dopo venne testata per la prima volta la capacità di distruggere un oggetto in orbita con armamenti anti-satellite (ASAT) tanto che negli anni Settanta alcuni analisti ritennero che l'aumento considerevole di detriti spaziali fosse dovuto ad una serie di test militari sulla falsariga di quello del 1968. Successivamente, con l'utilizzo delle tecniche di analisi sviluppate da John Gabbard, Donald Kessler scoprì che le esplosioni accidentali di nove secondi stadi dei lanciatori Delta erano responsabili del 27% dei frammenti in orbita bassa. Tra il 1977 e il 1978 Kessler predispose con una serie di pubblicazioni che presto il rischio di collisioni provocato da oggetti costruiti dall'uomo avrebbe superato il rischio di incidenti dovuto ai micrometeoriti. Fu nel 1990 che lo scienziato postulò il concetto conosciuto successivamente come Sindrome di Kessler che consiste in una reazione a catena di collisioni capace di far aumentare esponenzialmente il numero di detriti fino a rendere poco sicure certe regioni della LEO.

In seguito a Salyut-1, che sondò il campo in vista di una presenza permanente dell'uomo nello spazio, c'è sempre stato almeno un habitat spaziale da quando Salyut-2 e Skylab vennero lanciati. Queste prime stazioni spaziali vennero abitate per periodi abbastanza brevi (alcuni mesi al massimo). Con l'entrata in servizio dello Space Shuttle fu possibile restare in orbita per missioni di durata inferiore ai 17 giorni. Verso la fine del 1998 però, cominciò la costruzione della Stazione Spaziale Internazionale e dal 2001 è permanentemente abitata. La questione dei detriti spaziali ha sempre giocato un ruolo importante nella fase di progettazione della ISS tanto che i suoi moduli sono dotati di rinforzi contro eventuali frammenti. In seguito all'incidente del Challenger nel 1986, la NASA sviluppò un protocollo per eventuali manovre di evasione per scongiurare un possibile impatto che successivamente fu estesa anche alla stazione.

La definizione di detrito spaziale comprende anche tutti quegli oggetti che rientrano in atmosfera e di cui fa parte il 66% dei corpi catalogati fino ad ora. La maggior parte di essi tende a bruciare e disintegrarsi a causa del riscaldamento aerodinamico ma in alcuni casi è possibile che sopravvivano al rientro e di conseguenza, rappresentino un rischio per le attività umane sulla superficie terrestre. I casi più eclatanti sono quelli del 1964 e del 1978 quando due satelliti alimentati da reattori nucleari dispersero grandi quantità di materiale radioattivo nell'atmosfera ( 1 chilogrammo nel primo caso e 30 nel secondo). Altre situazioni potenzialmente pericolose sono il rientro di oggetti di grandi dimensioni come per esempio lo Skylab nel 1979.

### 2.1.2 Distribuzione temporale e spaziale dei detriti

Al fine di comprendere le conseguenze a lungo termine dei lanci spaziali è bene fornire alcune informazioni sui detriti di grandi dimensioni che possono essere identificati e caratterizzati in termini di orbita, origini e caratteristiche. Le fonti più autorevoli sono il NASA Satellite Situation Report (SSR) e il catalogo stilato dallo US Strategic Command (USSSTRATCOM). Entrambi si basano sulla raccolta dei dati da parte dello US Space Surveillance Network (SSN). Ci sono però delle limitazioni in termini di dimensioni minime perché un oggetto possa essere tracciato (circa 10 centimetri in orbita bassa e 1 metro in GEO) a causa della sensibilità degli apparecchi radar e dei telescopi. Entro il 2002 sono stati effettuati un totale di 4191 lanci e immessi in orbita 17050 *payloads*, porzioni di lanciatori e detriti da cui sono derivati 27044 oggetti rilevabili. Di questi, 18051 sono precipitati in atmosfera lasciandone circa la metà ancora nello spazio. I primi anni di missioni hanno contribuito fortemente all'accumulo di oggetti a causa del gran numero di lanci annuali dovuti alla Guerra Fredda e del livello tecnologico ancora piuttosto basso.

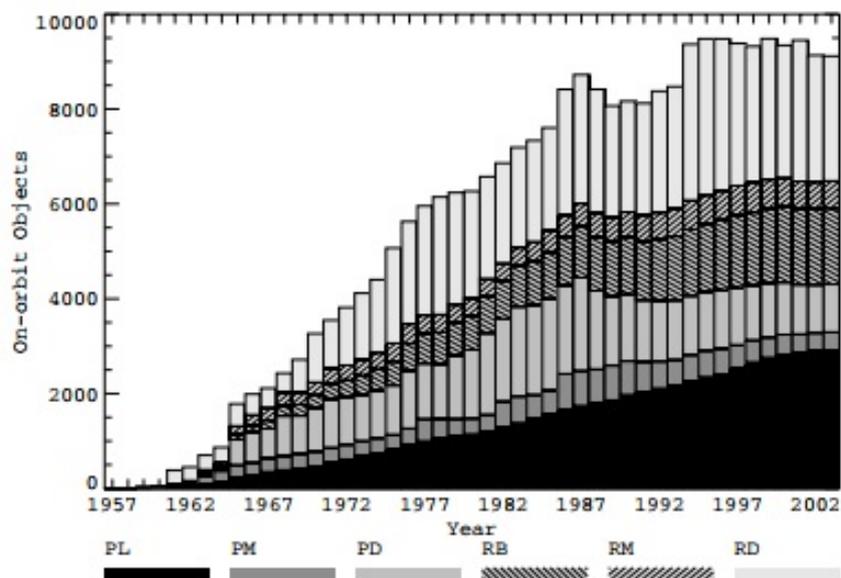


Fig. 2.1: Accumulo dei detriti spaziali

Nel grafico riportato di sopra è possibile visualizzare come l'aumento iniziale sia stato molto rapido. Con lo scioglimento dell'URSS il numero dei lanci spaziali è diminuito molto (con punte dell'80%) e infine si è stabilizzato nei primi anni 2000. Bisogna però far notare come nell'ultimo periodo il numero di lanci spaziali sia tornato ad aumentare a causa dell'entrata in servizio di lanciatori sviluppati da aziende private.

Se suddivisi per categorie, il 31.8% sono *payloads*, il 17.6% stadi di lanciatori e *boost motors*, 10.5% oggetti relativi alle missioni e il restante 39.9% detriti vari, formati in diversi modi come verrà spiegato nella sezione successiva. Per quanto riguarda la distribuzione tra le diverse altitudini orbitali, il 69.2% si trova in orbita bassa al di sotto dei 2000 chilometri, il 9.3% nei pressi dell'anello geostazionario, il 9.7% su orbite molto ellittiche, il 3.9% su orbite medie e il restante 7.8% oltre le orbite geostazionarie. Queste ultime sono particolarmente utili nel caso di satelliti per le telecomunicazioni e applicazioni meteorologiche.

Per quanto riguarda invece la distribuzione dei detriti alle varie inclinazioni si possono identificare delle bande molto strette e distinte, con un picco di circa mille oggetti ad un'inclinazione di  $82^\circ$ .

Tali livelli di concentrazione possono essere associati a particolari categorie di missione come:

- Orbite eliosincrone ( $i = 100 \pm 5^\circ$ );
- Orbite polari ( $i \approx 90^\circ$ );
- Orbite di satelliti per la navigazione ( $i \approx 55^\circ$  e  $65^\circ$ );
- Orbite quasi-geostazionarie ( $i < 15^\circ$ )

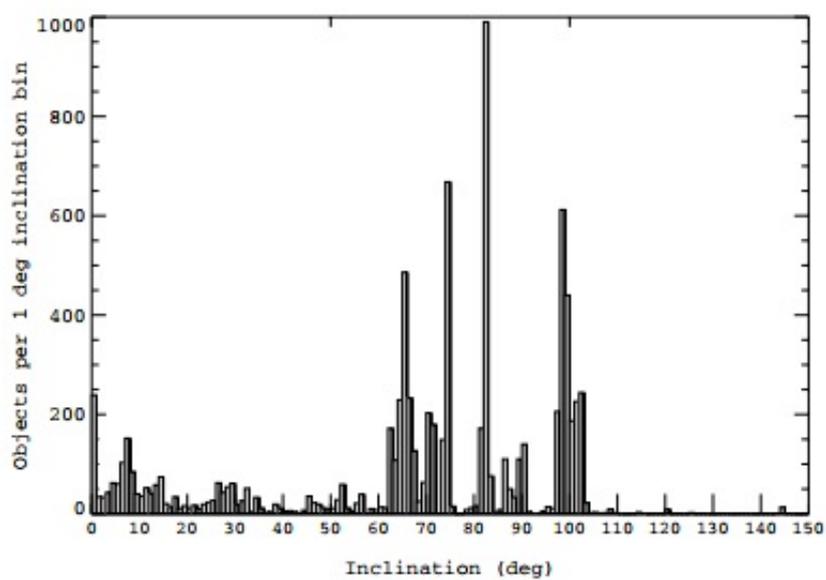


Fig. 2.2: Distribuzione dei detriti in base all'inclinazione

## 2.2 Tipologie di detriti spaziali

### 2.2.1 Origine dei detriti spaziali

Con il termine detrito spaziale si intende qualsiasi oggetto in orbita terrestre senza più alcuna funzione utile. Sono ovviamente inclusi veicoli spaziali non più funzionanti, stadi di lanciatori rimasti in orbita, frammenti legati a particolari missioni spaziali e frammenti dovuti a esplosioni.

Le dimensioni di tali oggetti possono variare molto, si va dai *picosats* e *microsats* del peso di circa un chilogrammo fino ad oggetti di svariate tonnellate. In particolare i satelliti geostazionari sono particolarmente massicci. Nonostante le dimensioni possano essere molto diverse, tutti questi oggetti rappresentano un pericolo più o meno concreto per tutte le missioni ancora operative o che lo saranno a breve.

A più di 50 anni dal primo lancio in orbita, circa il 30% degli stadi dei lanciatori utilizzati è ancora nello spazio; questa percentuale corrisponde a 1700 relitti. I più piccoli si aggirano intorno al centinaio di chilogrammi mentre i più grandi arrivano anche a 8 tonnellate. Inoltre va sottolineato come possa accadere che vengano rilasciati detriti durante alcune fasi di missione (fase di lancio e distacco del payload). Oggetti come sensori, frammenti di copertura dei propulsori, molle e fasce venivano in passato spesso dispersi nei primi giorni successivi al lancio. Al giorno d'oggi i velivoli spaziali sono stati modificati in modo tale da risolvere definitivamente questa sorgente di frammenti.

Bisogna anche considerare come molti detriti siano stati generati dall'esplosione e successiva frammentazione di velivoli e componenti dei lanciatori al termine della propria missione. Solitamente la frammentazione può essere ricondotta a tre diverse ragioni:

- Eventi anomali;
- Esplosioni;
- Collisioni.

Anche in questo caso si è cercato di trovare una soluzione promulgando standard e linee guida per eliminare o contenere l'esplosione dei satelliti.

Nella tabella seguente vengono illustrati le dieci peggiori esplosioni in termini di numero di detriti generati nella storia del volo spaziale. Sola-

	Common Name	Owner	International Designator	Cataloged Debris*	Debris in Orbit*	Year of Breakup	Altitude of Breakup	Cause of Breakup
	Fengyun-1C	China	199-025A	3218	2989	2007	850 km	Intentional Collision
	Cosmos 2251	Russia	1993-036A	1559	1371	2009	790 km	Accidental Collision
	STEP 2 Rocket Body	USA	1994-029B	710	58	1996	625 km	Accidental Explosion
	Iridium 33	USA	1997-051C	567	487	2009	790 km	Accidental Collision
	Cosmos 2421	Russian	2006-025A	509	0	2008	410 km	Unknown
	SPOT 1 Rocket Body	France	1986-091C	492	32	1986	805 km	Accidental Explosion
	OV 2-1 / LCS 2 Rocket Body	USA	1965-082DM	473	35	1965	740 km	Accidental Explosion
	Nimbus 4 Rocket Body	USA	1970-025C	375	245	1970	1075 km	Accidental Explosion
	TES Rocket Body	India	2001-049D	370	111	2001	670 km	Accidental Explosion
	CBERS 1 Rocket Body	China	1999-057C	343	178	2000	740 km	Accidental Explosion

\* As of March 2012 Total: 8616 Total: 5506

Fig. 2.3: 10 peggiori esplosioni spaziali

mente dagli incidenti illustrati sopra si sono generati più di 5000 detriti dei circa 15000 catalogati dal Dipartimento della Difesa americano (DOD). La maggior parte di questi eventi fu accidentale; dal punto di vista ambientale gran parte dei frammenti è precipitato nell'atmosfera, disintegrando ulteriormente o bruciando.

### 2.2.2 Eventi anomali

Più di un centinaio di eventi anomali sono stati associati a velivoli spaziali o stadi di lanciatori. Solitamente questa tipologia di eventi è causato dalla natura stessa dell'ambiente circostante in particolare qualora un vecchio satellite non più operativo subisce delle rotture a causa dell'invecchiamento oppure quando, attivo o no, è colpito da una particella. Tipicamente vengono rilasciati almeno uno o due frammenti dotati di bassa velocità con un rapporto *area-to-mass* superiore al normale che decadono velocemente. Un esempio di anomalia è la nube di detriti del satellite COBE: alcuni anni dopo il lancio vennero rilasciati circa 76 detriti di almeno 10 centimetri. Dal momento che il satellite era ancora attivo si cercò di sfruttare i suoi sensori per comprendere la ragione della frammentazione ma non fu possibile recuperare alcuna informazione.

---

Ciononostante COBE riuscì a portare a termine la sua missione mentre i detriti precipitarono in atmosfera circa 4 anni dopo l'anomalia.

### 2.2.3 Esplosioni

Fino al 2007, l'esplosione degli stadi superiori dei lanciatori era la causa principale della creazione di nuovi detriti in orbita. La maggior parte delle esplosioni fu accidentale e avvenne una volta distaccato il carico utile, quindi a missione completata, solitamente tra le 24 ore e i 20 anni successivi al lancio e la ragione è da attribuirsi nell'accensione del combustibile residuo all'interno dei serbatoi. I detriti generati di solito variano tra pochi decine a diverse centinaia di frammenti di grandi dimensioni accompagnati da una moltitudine di oggetti più piccoli le cui velocità possono aggirarsi da pochi metri al secondo fino a molte centinaia. Fino ad ora sono stati identificati circa 200 eventi del genere. Altre cause molto plausibili sono legate all'esplosione delle batterie (almeno 7 eventi) oppure alle forze aerodinamiche anche se a volte non è possibile risalire alla causa scatenante tanto che al giorno d'oggi almeno 57 anomalie restano senza spiegazione. Per risolvere il problema, negli ultimi tempi si ricorre alla passivazione (messa in sicurezza) degli stadi, procedura che si è dimostrata piuttosto efficace; le opzioni sono molteplici e solitamente tali tecniche consistono nel rilascio dell'energia latente residua al termine della missione principale. Un esempio di strategia possibile è l'espulsione del combustibile nell'ambiente esterno.

### 2.2.4 Collisioni

L'altro grande responsabile della formazione di detriti in orbita sono le collisioni; esse possono essere accidentali o meno e avvenire anche a velocità ipersoniche, fatto che crea una grande quantità di frammenti, similmente a quanto accade per le esplosioni. Attualmente si è a conoscenza di quattro collisioni ipersoniche avvenute in passato: le prime tre hanno generato uno scarso numero di detriti ma la quarta, tra il satellite americano Iridium 33 e quello russo Cosmos 2251 ha avuto un esito molto diverso dove infatti l'impatto produsse più di 2000 frammenti di grandi dimensioni in aggiunta ad una miriade di oggetti più piccoli. Il satellite americano faceva parte della costellazione per le telecomunicazioni di 66 satelliti Iridium mentre la controparte russa non era ormai più attiva.

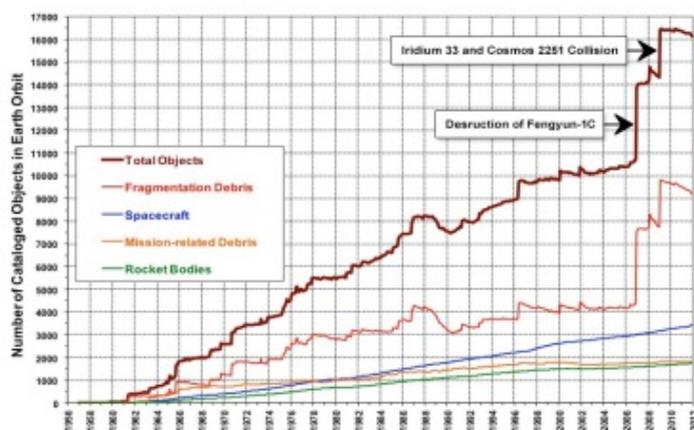


Fig. 2.4: Contributo della collisione al numero dei detriti

La nube di frammenti si disperse a ricoprire un'area ampia più di 1700 metri in LEO, fatto che ha reso ogni satellite in orbita bassa una possibile vittima di un impatto con uno di questi detriti dal momento che una particella di 1 centimetro ha sufficiente energia per danneggiare irrimediabilmente un velivolo spaziale. Nel 2012, più di 3 anni dopo l'incidente, ancora il 90% era in orbita e a causa dell'inclinazione elevata del satellite americano, i suoi frammenti hanno impiegato più tempo della controparte russa per diffondersi. Resta il fatto che ormai il loro posizionamento è tale da avvolgere l'intero pianeta per quanto riguarda le orbite LEO.

### 2.2.5 Residui di refrigerante

Con il programma della NASA per la ricerca sui detriti spaziali (Orbital Debris Program) l'agenzia non solo ha cercato di identificare e catalogare gli oggetti in orbita ma anche di trovarne le sorgenti. Nei primi anni Novanta NASA e DOD lavorarono ad un progetto congiunto che permise l'identificazione di oggetti fino a 5 millimetri di grandezza; in particolare scoprirono una regione piuttosto ristretta, tra i 900 e i 1000 chilometri di quota con inclinazione di 65 gradi, contenente più di centomila particelle superiori a quelle dimensioni con forma che assomigliava ad una sfera. Successivamente scoprirono che erano gocce di refrigerante (sodio-potassio) proveniente dai reattori nucleari dei satelliti sovietici. Dagli anni Settanta infatti, era prassi espellere il nocciolo del reattore per ragioni di sicurezza ma ciò portava a rottura il circuito primario di raffreddamento del reattore stesso liberando così il refrigerante; a differenza dei combustibili normalmente utilizzati negli stadi superiori dei lanciatori, il sodio-potassio ha un rateo di sublimazione molto lungo.

Attualmente è possibile identificare alcuni agglomerati di refrigerante di 5-7 centimetri la cui minaccia interessa i satelliti e le operazioni umane sotto gli 850 chilometri di quota. Danni da impatto dovuti al sodio-potassio sono stati identificati sulla Stazione Spaziale Internazionale ma fortunatamente ad oggi non esistono più velivoli che utilizzino tale refrigerante nei reattori.

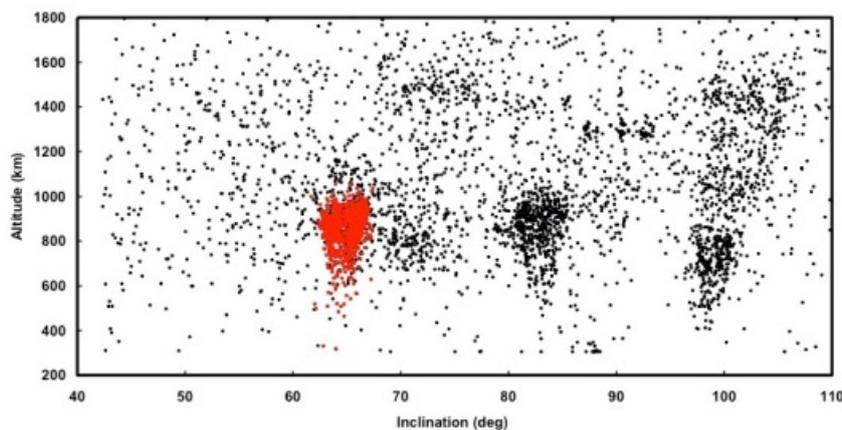


Fig. 2.5: Disposizione orbitale delle gocce di sodio-potassio

### 2.2.6 Scarichi propulsori a combustibile solido (SRM)

Un'altra sorgente di detriti sono le particelle espulsi dagli SRM; in particolare durante il funzionamento e la fase di spegnimento espellono grandi quantità di ossido di alluminio; tali particelle hanno dimensioni estremamente ridotte e tempi di vita molto brevi ma, dopo lo spegnimento, a causa della caduta di pressione dovuta alla diminuzione dei gas di scarico, vengono espulse anche particelle più grandi.

## 2.3 Metodi di classificazione di detriti spaziali per missioni ADR

### 2.3.1 Classificazione missioni ADR

A causa dell'inizio delle attività umane nello spazio, le fasce corrispondenti alle orbite più basse cominciarono a mostrare segni di congestionamento a tal punto da destare preoccupazioni riguardo la possibilità di innescare un effetto a catena noto come sindrome di Kessler. Di conseguenza, la comunità internazionale ha cercato, mediante l'introduzione di misure non vincolanti, di limitare per quanto possibile la nascita di nuove fonti di frammenti spaziali. Malgrado questi sforzi però, è stato dimostrato come la popolazione di oggetti di dimensione superiore a 10 centimetri (considerata essere la soglia di letalità per ogni satellite attivo), sia destinata ad aumentare del 75% nei prossimi 200 anni nonostante la promulgazione delle linee guida menzionate precedentemente. Ne consegue dunque che per stabilizzare l'ambiente in LEO sia necessario ridurre la quantità di detriti presente predisponendo delle missioni a questo scopo. Tra tutte le fasi di una missione ADR, la più difficile e rischiosa è sicuramente la cattura, dal momento che si tratta di manovrare a stretto contatto con un oggetto bersaglio tanto che ad oggi nessun velivolo spaziale ha mai effettuato una manovra di *rendezvous* con un corpo completamente non cooperativo. Infine, la progettazione del meccanismo di cattura guida l'intera fase di *design* del velivolo e rappresenta il tratto distintivo e il più complicato di una missione ADR. Come già anticipato, per questa tipologia di missioni si tendono a considerare i frammenti di grandezza superiore alla soglia di letalità dal momento che non solo sono in grado di distruggere un satellite operativo ma sono anche capaci di generare un numero ancora maggiore di frammenti. Inoltre al momento si ritiene poco pratico la rimozione di detriti di dimensione inferiore a quella soglia. Le tecnologie considerate sono essenzialmente divise in due categorie:

- di contatto;
- non di contatto;

Al primo gruppo appartengono tecnologie basate sull'utilizzo di tenaglie e altri componenti robotici oppure di cavi (reti e arpioni) mentre al secondo gruppo invece appartengono tecniche basate sull'interazione con scie (propulsori chimici e elettrici), tecniche ablativo (laser e concentratori di energia solare) oppure basate sullo sfruttamento di forze elettromagnetiche. Ognuna di queste tecnologie presenta vantaggi e svantaggi ma nessuna di esse può essere applicata a tutte le categorie di detriti. Diventa quindi fondamentale la scelta fatta in fase preliminare di missione della tipologia di missione ADR; scelta che solitamente richiede una cospicua quantità di tempo a causa del consistente numero di parametri da considerare per ogni metodo possibile e per ogni bersaglio.

Un modo per risolvere la prima parte del problema è stato quello di creare degli strumenti per la valutazione e per il confronto dei sistemi di cattura ponendo attenzione a:

- disponibilità tecnologica;
- sicurezza;
- possibilità di riutilizzo;
- versatilità;

Nella figura seguente è possibile visualizzare graficamente il risultato di una di queste indagini; una colonna più alta si traduce in un risultato pesato complessivamente migliore mentre i diversi colori indicano i risultati pesati per ogni categoria. In particolare è possibile notare come la tecnologia con

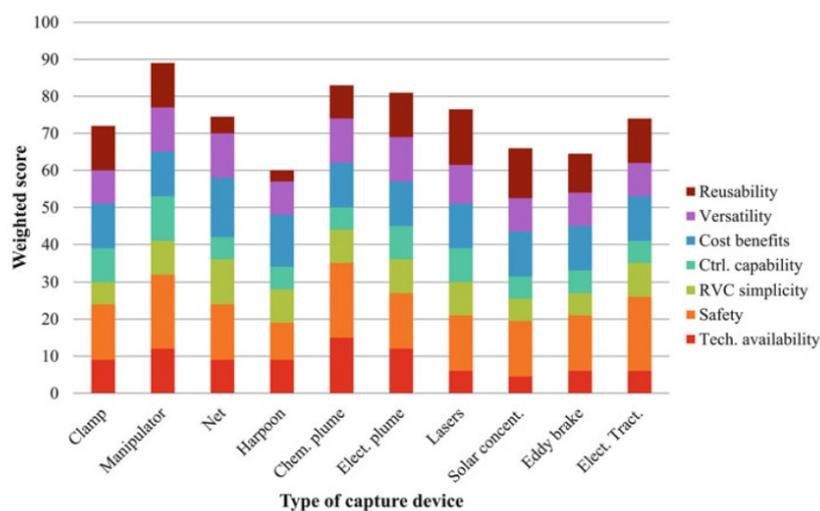


Fig. 2.6: Valutazione tecnologie ADR

il risultato migliore sia quella basata sull'utilizzo di un manipolatore meccanico poiché è la tecnologia più matura attualmente disponibile sul mercato. Bisogna comunque notare come le differenze tra le diverse tecniche non siano sufficientemente marcate da consigliarne una in particolare e ciò è sintomo delle difficoltà riscontrabili nella fase di definizione di una missione ADR.

Si è dunque sviluppato un secondo metodo per cercare di evidenziare la tecnologia migliore da utilizzare nelle missioni ADR andando a effettuare una suddivisione in classi dei detriti spaziali. Il risultato è un sistema di classificazione della popolazione degli oggetti in orbita bassa in grado di suggerire la tecnologia ADR più adatta.

### 2.3.2 Classificazione detriti

La tassonomia dei detriti spaziali resta ancora in fase embrionale a causa del grande numero di parametri da considerare e della diffusa immaturità delle differenti tecnologie ADR.

In questo capitolo si fa riferimento in particolare al sistema di classificazione sviluppato da Früh che mette in evidenza specifiche caratteristiche fisiche e dinamiche degli oggetti allo scopo di delineare delle classi in cui raggrupparli; in particolare un sistema del genere include una scala di pericolosità basata sulle dimensioni, velocità e rapporto area-massa (AMR) in grado di determinare il grado di pericolo di un determinato detrito per la popolazione di satelliti circostante.

Viene di seguito riportato un esempio della denominazione di un vettore *Kosmos 2M*, detrito tra l'altro soggetto della ricerca effettuata con l'algoritmo genetico sviluppato nel contesto del lavoro di tesi. La prima parte dell'acro-

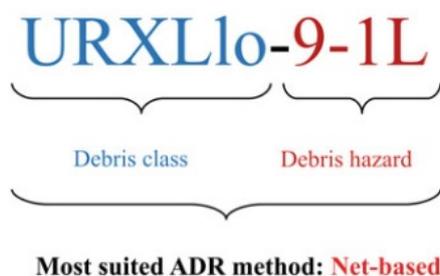


Fig. 2.7: Classificazione vettore *Kosmos 2M*

nimo, definita come *Debris class* si riferisce al primo livello della tassonomia e indica la classe del detrito basandosi sulle caratteristiche fisiche e dinamiche più rappresentative; ogni lettera indica una particolare caratteristica, in questo caso:

- **U** per oggetto *uncontrolled*;
- **R** per *regular rotation*;
- **X** per *regular convex*;
- **L** per *large*;
- **lo** per *low area-to-mass ration (AMR)*.

Se si utilizzasse solamente la prima parte della sigla si potrebbe già trarre qualche conclusione riguardo la tipologia di missione ADR più adatta ma permanerebbero ancora alcune incertezze.

Allo scopo di restringere ulteriormente il campo e definire ancora meglio il profilo di missione più corretto, è stato aggiunto un ulteriore livello tassonomico costituito dal secondo set di cifre e lettere. Esso identifica l'indice del grado di rischio di rottura dell'oggetto (in questo caso con il **9**) e anche il livello di non cooperatività (indicato con **1L**) che essenzialmente è una misura della difficoltà della manovra di approccio e cattura del detrito. Le caratteristiche che vengono prese in considerazione in questo caso sono:

- stato di passivazione dell'oggetto;
- età;
- probabilità di rottura spontanea;
- velocità angolare di rotazione;
- proprietà dell'interfaccia di cattura.

Per definire una tassonomia di qualsiasi genere è necessario per prima cosa la raccolta dei dati, seguita dall'identificazione dei gruppi principali e dalla loro classificazione. Quindi, per la definizione degli oggetti in orbita bassa bisogna definirne le caratteristiche principali, costruire l'albero tassonomico e formulare le classi.

Characteristics	Definitions
Object type	Artificial: <i>man-made object</i> Natural: <i>non-man made object</i>
Orbit type	LEO: 80–2000 km MEO: 2000–35,786 km GEO: at 35,786 km HEO: > 35,786 km
Orbital state	Controlled (C): <i>actively controlled</i> Uncontrolled (U): <i>self-explanatory</i>
Attitude state	Actively stabilized (S): <i>three axis stabilized</i> Regularly rotating (R): <i>passively controlled/uncontrolled stable (no precession)</i> Tumbling (T): <i>irregular attitude motion</i>
External shape	Regular convex (without appendages) (X): <i>cylindrical or spherical shapes</i> Regular polyhedral (with appendages) (P): <i>regular cubic shapes of spacecrafts</i> Irregular (I): <i>self-explanatory</i>
Size	Small (S): < 10 cm (up to 5 cm) Medium (M): 10 cm–1 m Large (L): > 1 m
Area-to-Mass Ratio (AMR)	Low (lo): < 0.8 m <sup>2</sup> /kg Medium (me): 0.8–2 m <sup>2</sup> /kg High (hi): > 2 m <sup>2</sup> /kg

Fig. 2.8: Caratteristiche fisiche principali

Come mostrato nell'esempio, nel primo livello tassonomico si cerca di classificare gli oggetti in base alle loro proprietà fisiche e caratteristiche orbitali. La tabella riportata nella pagina precedente ne riassume le principali. Il secondo livello invece riguarda la determinazione del rischio; ciò richiede una maggiore conoscenza delle caratteristiche fisiche e dinamiche dell'oggetto, informazioni non sempre deducibili dagli archivi pubblici. In particolare il calcolo del valore riguardante il rischio di rottura accidentale viene definito come il maggiore tra i *criticality numbers* (CN) calcolati come prodotto dell'indice di severità (SN) e dell'indice di probabilità (PN) in accordo alle normative ESA sui *failure modes* e alle analisi FMEA/FMECA.

Solitamente le rotture spontanee di un detrito spaziale sono, come già detto prima, riconducibili all'esplosione delle batterie di bordo oppure del combustibile residuo nei serbatoi. Sulla valutazione del rischio influisce anche la tipologia di propellente contenuto; il pericolo è minore quando si ha a che fare con gas freddi mentre aumenta progressivamente con l'utilizzo di combustibili criogenici e ipergolici. Inoltre, come è possibile notare dal grafico mostrato, la maggior parte delle esplosioni spontanee (soprattutto per quanto riguarda i *booster*) avviene nei primi anni di permanenza nello spazio, fatto che rende evidente come possa essere utile riuscire a deorbitare o mettere in sicurezza tali oggetti in una finestra temporale piuttosto ristretta.

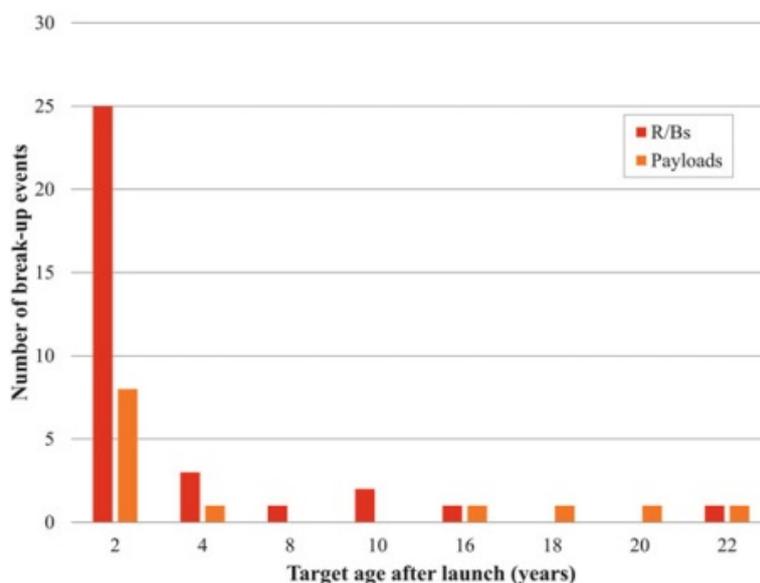


Fig. 2.9: Distribuzione esplosioni spontanee in orbita bassa (database DISCOS)

Alcune analisi basate sul modello presentato in questa sezione mostrano come, per i detriti contenenti combustibili ipergolici, sia preferibile una cattura mediante l'utilizzo di una rete, allo scopo di minimizzare il rischio di danneggiamento e possibile esplosione durante lo svolgimento di una missione ADR.

Per concludere il discorso sui metodi di classificazione dei detriti spaziali si sottolinea che quanto detto è solamente una panoramica delle tecniche di analisi possibili. La scelta del profilo di missione più adatto e del sistema di cattura di un detrito è fondamentale per aumentare la probabilità di successo di un'ipotetica campagna di missioni ADR. Nel caso esaminato in questa tesi, dove è necessario rimuovere cinque differenti oggetti con un unico velivolo *chaser*, effettuare le scelte più corrette potrebbero permettere di estendere le capacità della *spacecraft* e massimizzare i risultati.

### 2.3.3 Monitoraggio dei detriti spaziali

La NASA e il Dipartimento della Difesa Americano (DOD) condividono la responsabilità delle attività di monitoraggio e caratterizzazione della popolazione di satelliti intorno alla Terra. In particolare il DOD si concentra sugli oggetti in orbita bassa con dimensioni maggiori di dieci centimetri e degli oggetti in orbita geostazionaria più grandi di 1 metro. Dal momento che si tratta di corpi piuttosto grandi, il Dipartimento della Difesa è in grado di tracciarli individualmente ogni giorno e, in aggiunta alle attività di monitoraggio, il DOD aggiorna la posizione di ogni velivolo spaziale attivo nel mondo senza distinzioni sulla provenienza e provvede eventualmente a fornire informazioni riguardanti possibili collisioni.

La NASA invece monitora e caratterizza gli oggetti in orbita bassa con dimensioni inferiori a dieci centimetri e in orbita geostazionaria più piccoli di 1 metro. A causa delle loro dimensioni, corpi di questo tipo non possono essere tracciati individualmente ma ciò che viene fatto invece sono valutazioni statistiche riguardanti dimensione e posizione. Ovviamente anche in questo caso vengono fornite informazioni nel caso di possibili collisioni e si effettuano previsioni riguardanti l'evoluzione dell'ambiente spaziale.

### 2.3.4 Probabilità e conseguenze di una collisione con un detrito spaziale

Le conseguenze di una collisione con un oggetto spaziale dipendono dalle dimensioni e dalla velocità del detrito stesso. I velivoli spaziali e i satelliti sono frequentemente colpiti da oggetti grandi fino ad 1 millimetro poiché ve ne sono innumerevoli nell'ambiente spaziale; oggetti di questo tipo non sono in alcun modo tracciabili e di conseguenza non possono essere evitati. Fortunatamente è improbabile che oggetti di queste dimensioni possano causare danno significativi.

Per detriti sufficientemente piccoli da non poter essere tracciati ma abbastanza grandi da causare dei danni vengono adottate delle contromisure che consistono nell'orientare il velivolo in un certo modo oppure adottando schermature opportune.

Per calcolare la probabilità di una collisione tra un satellite operativo e un detrito spaziale la NASA utilizza due equazioni lineari. Se si conosce il flusso di detriti, la prima equazione fornisce la probabilità di una collisione per un dato velivolo mentre, se invece è nota la densità spaziale invece del flusso, la seconda equazione fornisce le informazioni necessarie.

- (flusso)  $\times$  (area)  $\times$  (tempo)
- (velocità di collisione)  $\times$  (area)  $\times$  (densità)  $\times$  (tempo)

Lo US Space Surveillance Network può tracciare individualmente oggetti di dimensioni maggiori di 10 centimetri; ciò significa che il DOD può informare la NASA (e anche qualsiasi altro operatore) se un determinato velivolo spaziale è in pericolo di collisione con oggetti di dimensioni sufficienti da essere monitorati. Questo è importante per le missioni attuali e per quelle future, dal momento che una collisione con un detrito di tali dimensioni è molto probabile che comporti la distruzione del satellite e che generi ulteriori oggetti.

### 2.3.5 Contromisure per il volo umano

Per determinare il rischio di una collisione il DOD esegue di frequente delle valutazioni della possibilità di incrocio delle orbite sia per i velivoli operativi che per i detriti; uno studio di questo tipo determina il punto nel quale due oggetti nello spazio potrebbero collidere. Attraverso l'esame della posizione *real time* di ogni oggetto e della propagazione dell'orbita nel futuro mediante algoritmi basati sulla traiettoria del corpo, il Dipartimento della Difesa può identificare con precisione la possibilità di collisione. Tali previsioni possono anticipare l'incidente anche di giorni, tempo che garantisce agli operatori dei satelliti di eseguire le opportune manovre di evasione. Come già accennato nelle pagine precedenti, il primo protocollo per questo genere di manovre fu stilato con la missione STS-26. Il criterio per iniziare una manovra evasiva nel caso di velivolo con equipaggio è quando la probabilità di collisione è superiore a 1 su 100000 all'interno di un volume di spazio di  $4 \times 10 \times 4$  chilometri.

Vengono inoltre definiti tre diverse soglie di pericolo:

- *RED Threshold*: quando il rischio di collisione è superiore a 1 su 10000 viene eseguita una manovra evasiva;
- *YELLOW Threshold*: quando il rischio di collisione è superiore a 1 su 100000 viene eseguita una manovra di evasione (se ciò non compromette gli obiettivi della missione);
- *GREEN Threshold*: non è necessaria alcuna manovra evasiva.

Per quanto riguarda invece le missioni robotiche la soglia è invece più bassa (1 a 1000). In alcuni casi il preavviso non è sufficiente per effettuare una manovra evasiva come è accaduto nel 2009 con la ISS; dal momento che non si era in grado di effettuare alcuna manovra, l'equipaggio si imbarcò a bordo della navicella Soyuz cosicché, nel caso la stazione fosse stata colpita, avrebbe avuto un'opportunità di abbandonare la ISS e ritornare sulla Terra.

Storicamente, il rateo di manovre evasive necessario è stato meno di una all'anno sia per lo Space Shuttle che per la ISS. Nel 2004 la NASA ha cominciato a effettuare manovre del genere di routine per proteggere la Earth Observing Satellite Constellation. Anche se le attività per evitare le collisioni sono portate avanti da diversi centri NASA e dai innumerevoli partner internazionali, gli operatori di missione lavorano insieme per assicurare la salute e la sicurezza delle costellazioni di satelliti.

Nel 2007 la NASA ha introdotto una procedura che prevede l'esecuzione periodica di attività legate a questo tipo di manovre per tutte le navicelle robotizzate e nel 2009 è stata estesa anche ai velivoli non più operativi o manovrabili per quanto riguarda le valutazioni periodiche. Questa strategia dovrebbe permettere una migliore comprensione dei diversi scenari che potrebbero presentarsi in futuro.

### 2.3.6 Le schermature

Negli anni '40 l'astronomo Fred Whipple progettò le omonime schermature che ancora oggi sono utilizzate per proteggere le navicelle operative dalla potenziale penetrazione di un detrito dal momento che si sono rivelate molto efficaci per quanto riguarda la protezione dagli impatti a velocità ipersoniche. L'obiettivo però è sempre quello di usarle il meno possibile al fine di limitare il peso e di fornire sufficiente protezione solamente a determinate superfici della navicella (quelle più importanti). Sono solitamente composte da una piastra sottile di alluminio posta ad una certa distanza dalla superficie del velivolo: il suo scopo è quello di agire da smorzatore e rompere il detrito in più frammenti prima che colpisca il satellite; la rottura infatti provoca una consistente perdita di velocità e di conseguenza diminuisce anche il rischio di penetrazione.

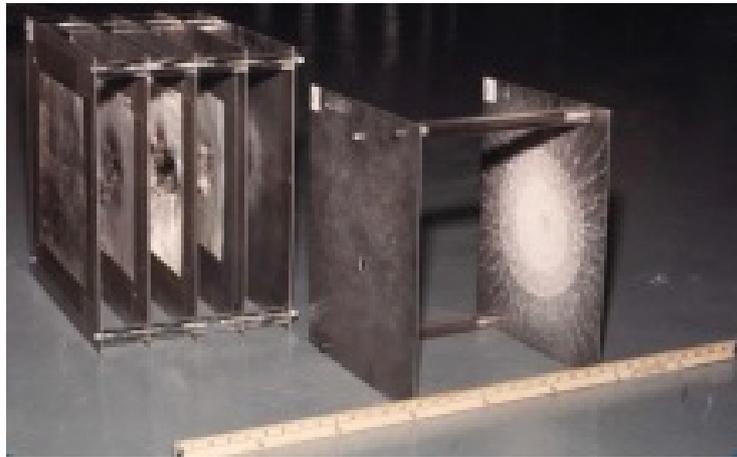


Fig. 2.10: Schermatura Whipple

Questa tipologia di schermi può essere ulteriormente migliorata aggiungendo ulteriori strati di materiale ceramico come il Kevlar o il Nextel in modo tale da assorbire una maggiore quantità di energia. Sono in fase di studio nuove tipologie di schermi basati sull'utilizzo di schiuma metallica o di alluminio a nido d'ape.

La ISS è il velivolo spaziale più protetto al mondo; è dotata infatti di più di 200 differenti tipi di schermatura che ne proteggono le superfici. Il tipo di protezione utilizzato dipende dall'area che si intende proteggere; dove le pareti dei moduli sono più spesse è sufficiente una schermatura più sottile mentre dove sono più sottili si utilizzano piastre più spesse. Tali tipi di protezione si estendono anche ad alcuni componenti esterni. Inoltre nel momento in cui una navicella attracca alla stazione è importante proteggerla perché un suo danneggiamento potrebbe portare a successivi danni anche per la Stazione Spaziale.

## 2.4 Iniziative in corso per la rimozione di detriti spaziali

### 2.4.1 Premessa

Attualmente sono attivi diversi programmi e iniziative che si prefiggono lo scopo di trovare possibili soluzioni per il problema dei detriti spaziali. Gli approcci sono molteplici e ciò si traduce grandi differenze tra le varie missioni dal punto di vista delle tecnologie utilizzate, dei meccanismi di finanziamento (pubblico oppure privato), per il modello economico utilizzato e per il livello di maturità delle tecnologie messe in campo. A causa di tali differenze risulta piuttosto complicato il confronto tra i vari metodi (come già spiegato nella sezione riguardante la valutazione della tipologia di missione adatta). Di seguito verranno illustrate le principali iniziative finanziate dai governi e anche quelle private basate su modelli commerciali o quasi-commerciali. Infine si cercherà di far luce anche sulle tecnologie più promettenti che potrebbero essere utilizzate in un prossimo futuro.

### 2.4.2 *Orbital Express Space Operations Mission*

Il programma in questione è frutto di una collaborazione tra la DARPA e il Marshall Spaceflight Center della NASA. La missione è stata lanciata nel 2007 con un lanciatore Atlas V ed era composta da due velivoli separati: ASTRO era il più grande e addetto al *servicing* del più piccolo, NEXTSats. Quest'ultima era stata progettata come un prototipo per una nuova tipologia di satelliti adatta a ricevere un'adeguata manutenzione in orbita.

La missione presentava due aspetti fondamentali per la ricerca sulla rimozione attiva di detriti spaziali: per prima cosa metteva alla prova le attuali conoscenze in quanto a manovre in prossimità di altri velivoli spaziali mentre in secondo luogo proponeva una nuova filosofia di progetto per i satelliti del futuro. Infatti, se diventasse possibile rifornire un velivolo di combustibile, batterie e elettronica aggiornata, allora si potrebbe ridurre il numero di nuove missioni limitandosi a gestire quelle già presenti in orbita. Ciò si tradurrebbe in una minore quantità di satelliti e stadi di lanciatori da dover smaltire (deorbitare oppure spostare verso orbite cimitero).

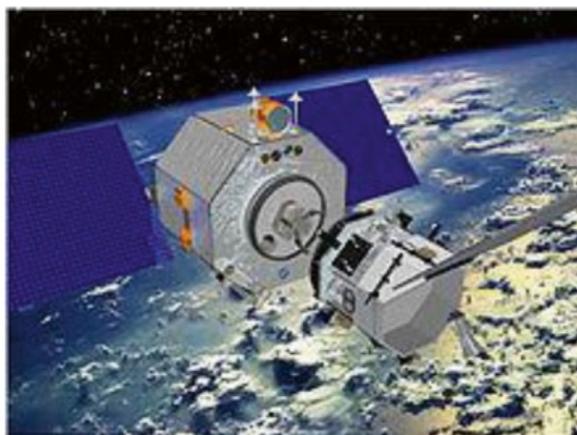


Fig. 2.11: Orbital Express Space Operations Mission

ASTRO, acronimo per *Autonomous Space Transport Robotic Operations*, pesava circa 1000 chilogrammi e disponeva di 140 chilogrammi di idrazina per effettuare le manovre. Fornito di un braccio robotico, era capace di catturare il velivolo da rifornire e effettuare la *docking* manuale; durante questa fase inoltre, era possibile il trasferimento di combustibile e di componenti verso il velivolo bersaglio, di 225 chilogrammi. Il costo totale della missione fu di circa 300 milioni di dollari.

#### 2.4.3 NASA Robotic Refueling Mission (RRM)

L'inizio dello sviluppo del modulo RRM è cominciato nel 2009, terminato poi con il trasporto alla Stazione Spaziale Internazionale nel 2011 durante la missione finale del programma Shuttle. Di forma simile ad una lavatrice e del peso di 250 chilogrammi, RRM è stato utilizzato per la validazione della possibilità di trasferire liquidi tra due velivoli spaziali. La missione ha verificato inoltre come sia possibile modificare direttamente in orbita un velivolo non progettato per rifornimento e *refurbishment* utilizzando gli strumenti di RRM. Dopo aver installato il modulo sulla piattaforma ELC-4 della stazione spaziale, gli operatori NASA erano in grado di sfruttare il braccio robotico della stazione per accedere al modulo RRM e utilizzare gli strumenti contenuti per effettuare un ampio spettro di operazioni di rifornimento e *servicing*. Questi esperimenti comprendevano la manipolazione, il taglio e il riposizionamento di cablaggi, lo svitamento di tappi e valvole di accesso per il trasferimento di fluidi per la simulazione delle operazioni di rifornimento. Va notato come, per il *deorbiting* di satelliti fuori uso e stadi esausti, siano necessarie tutte le tecniche messe alla prova da RRM. Inoltre la possibilità di eseguire gli esperimenti direttamente a bordo della ISS ha permesso

di mantenere un costo della missione più basso rispetto a quelle mostrate precedentemente.

#### 2.4.4 Phoenix Program by DARPA

Il programma Phoenix può essere visto come un'estensione di Orbital Express sotto molti punti di vista. Infatti, piuttosto che in orbita bassa, è pensato per effettuare il *servicing* e altre operazioni in orbite geostazionarie (GEO). Ad un'altitudine di 36000 chilometri, le operazioni dirette da terra diventano decisamente più complicate a causa del ritardo del segnale. Un altro concetto innovativo rispetto alle missioni precedenti è quello di proporre un design modulare tale da permettere l'assemblaggio progressivo di strutture sempre più grandi. Inoltre si è pensato anche alla possibilità di recuperare componenti importanti come antenne e pannelli solari da satelliti ormai morti per evitare lo spreco di componenti potenzialmente utili. Questo ultimo aspetto presenta però delle difficoltà dal punto di vista legale dal momento che un velivolo dotato di tale capacità operativa potrebbe anche venire utilizzato come arma per danneggiare satelliti operativi.

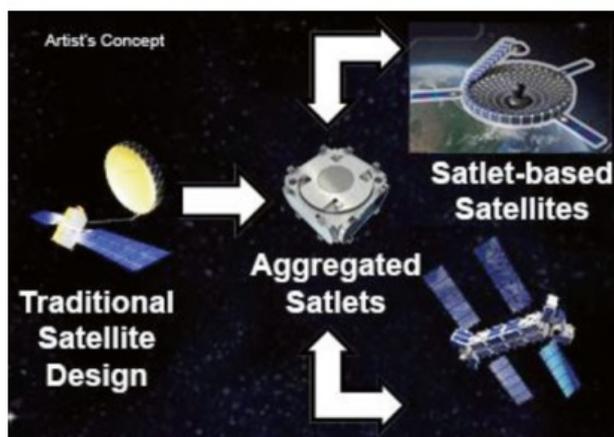


Fig. 2.12: Phoenix Program by DARPA

#### 2.4.5 Raven

Raven è un diretto proseguimento del progetto RRM e fa parte di un programma della DARPA. Il suo obiettivo è condurre dimostrazioni di sistemi di navigazione *real time* autonomi per manovre di prossimità e *servicing* di satelliti. Attualmente si trova sulla ISS per una sperimentazione per un periodo di due anni.

Fino ad ora sono stati presentati solamente i programmi governativi attualmente in esecuzione ma nel panorama mondiale si stanno affacciando anche

diverse realtà private che si prefiggono obiettivi simili per scopi commerciali. Di seguito si illustrano le caratteristiche principali dei progetti più promettenti.

#### 2.4.6 Clean Space One

Clean Space One è un progetto portato avanti dal Centro Spaziale Svizzero e dal Politecnico di Losanna (EPFL) ed è iniziato con la progettazione di cubesat per effettuare misurazioni scientifiche del fenomeno naturale della luminescenza notturna (*airglow*) nell'alta atmosfera. Questa fase iniziale del progetto fu completata dopo alcuni anni in seguito al lancio della missione nel 2009. Nel febbraio 2012 fu deciso di provare a progettare un piccolo satellite in grado di rintracciare e recuperare il cubesat lanciato anni prima. Attualmente Clean Space One è composto da tre cubesat uniti di piccole dimensioni ( $30\text{cm} \times 10\text{cm} \times 10\text{cm}$ ). Le fasi di *tracking* e *rendezvous* sono piuttosto complicate e vengono mostrate nella figura successiva. L'idea di fondo è quella di attraccare al cubesat lanciato nel 2009 e poi di precipitare insieme nell'atmosfera. Dal punto di vista mediatico il progetto ha ricevuto numerose attenzioni e si spera che possa spingere ad un maggiore sforzo in missioni di questo tipo.

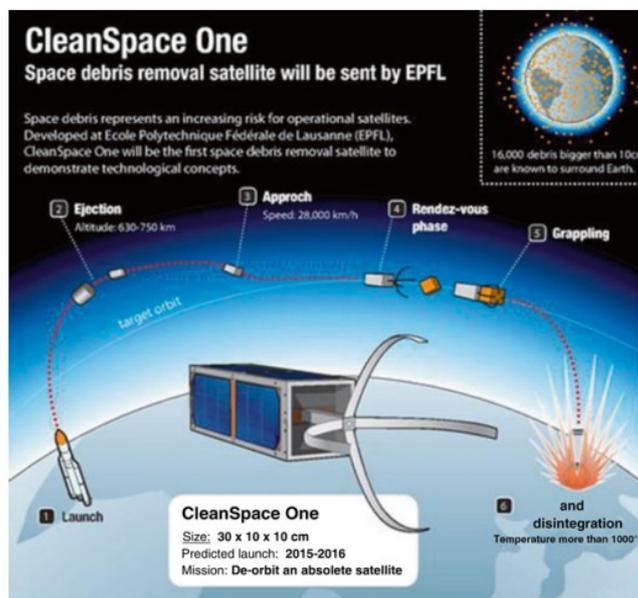


Fig. 2.13: Clean Space One

#### 2.4.7 ConeXpress Orbital Life Extension Vehicle

Il progetto è stato istituito per provvedere allo sviluppo di missioni di *servicing* e *life extension* per satelliti in orbita geostazionaria. Al fine di risparmiare, si è pensato di sfruttare lo spazio residuo nella sezione conica del *fairing* del vettore Ariane 5 direttamente sotto la struttura di protezione del payload primario. Verrebbe inoltre utilizzato l'adattatore standard utilizzato su Ariane 5; ciò permetterebbe di contenere i costi e ridurli, per una missione in orbita geostazionaria, a circa 35 milioni di euro. Le possibili applicazioni per questo velivolo sono molteplici:

- Rimozione di detriti ed estensione della vita operativa per satelliti di comunicazione in MEO o GEO;
- *Orbital slot protection* utilizzando ConeXpress in *free-flying mode*;
- Riposizionamento in orbita geostazionaria;
- Modifica dell'inclinazione orbitale per riportarla sul piano equatoriale;
- Fornitura di *station keeping* di satelliti attivi rimasti senza combustibile;
- Sfruttamento di vecchi satelliti;
- Servizi per regioni in via di sviluppo mediante il riciclo di satelliti.

Attualmente il design permetterebbe il prolungamento della vita di un satellite in orbita geostazionaria di circa 12 anni. Gli effetti benefici non si farebbero attendere come affermato da Intelsat per la quale l'aver riportato Intelsat 19 in GEO avrebbe permesso di generare circa 800 milioni di dollari di ricavi invece di lasciarlo alla deriva come detrito spaziale.

ConeXpress è sviluppato da Dutch Space in Olanda; il peso della piattaforma è di circa 1400 chilogrammi e dotato di pannelli solari in grado di generare  $4kW$ . Dal momento che il satellite andrebbe a riempire la sezione conica del *fairing* di Ariane 5, le opportunità all'anno per il lancio sarebbero molteplici. Una volta distaccatosi dall'ultimo stadio del lanciatore, ConeXpress estenderebbe antenne, pannelli solari e il meccanismo per la direzionalità della spinta. A questo punto avvierebbe il propulsore a ioni per il trasferimento in orbita geostazionaria che richiederebbe circa 6 mesi. Al momento però non ci sono ancora clienti per una missione del genere.

## 2.5 Tecnologie future per missioni ADR

### 2.5.1 Premessa

Nella sezione precedente sono stati presentati alcuni dei progetti più interessanti e in corso di realizzazione. Principalmente si basano su tecnologie attualmente disponibili e si propongono di raggiungere un detrito spaziale per poi agganciarsi e deorbitarsi insieme. Il problema di tali architetture di missione è l'elevato costo dovuto alla lentezza e all'inefficienza dal momento che ad ogni oggetto rimosso dall'orbita corrisponde un velivolo lanciato per rimuoverlo. Di seguito invece vengono presentate alcune alternative realizzabili dal punto di vista tecnico in grado di aumentare il livello di efficienza di questo genere di missioni spaziali. In linea teorica i possibili approcci possono essere divisi in categorie:

- Sistemi di terra per missioni ADR o per evitare collisioni;
- Sistemi passivi per il *deorbiting* utilizzabili a fine vita del satellite;
- Nuove tipologie di sistemi esterni a quelli normalmente utilizzati per posizionamento e assetto;
- Sistemi innovativi attivi capaci di rimuovere diversi detriti in una singola missione (possono sfruttare sistemi di propulsione alternativi alla propulsione chimica);
- Sistemi migliorati per la navigazione di prossimità e aggancio.

L'utilizzo di metodologie innovative per la rimozione permettere di migliorare l'efficienza di tali missioni ma attualmente è importante sottolineare come siano ancora allo stato sperimentale e la cui affidabilità deve essere dimostrata. Inoltre per alcune categorie (soprattutto quelle terrestri) ci sono anche problemi di sicurezza legati all'impiego di raggi ad alta energia in uno spazio piuttosto affollato. Dal punto di vista tecnico la rimozione degli stadi superiori dei lanciatori presenta le difficoltà maggiori perché tali oggetti solitamente incrociano le orbite geostazionarie minacciando di impattare i satelliti (attivi oppure no) ad alta velocità relativa.

### 2.5.2 Sistemi di terra

I sistemi cosiddetti *ground-based* potrebbero rappresentare un'ottima soluzione per il contenimento del numero di rifiuti spaziali. Una delle possibili strategie consiste nell'irradiare un oggetto a sufficienza da modificarne l'orbita e scongiurare l'eventualità di un impatto. Potrebbero venire utilizzati sia sistemi laser che fasci di particelle in grado di essere costantemente indirizzati sul bersaglio.

Qualora si utilizzassero invece fasci laser o di particelle con energie molto elevate, sarebbe invece possibile una rimozione completa del detrito. Una delle proposte riguarda l'installazione di un sistema del genere a bordo della ISS, cosa che permetterebbe di evitare tutti i problemi legati alla dispersione dell'energia del fascio a causa dell'atmosfera terrestre. Ovviamente sistemi del genere sono particolarmente efficaci contro oggetti in orbita a poche centinaia di chilometri di quota mentre per orbite più elevate le sfide aumentano.

### 2.5.3 Sistemi passivi per il de-orbit

I sistemi passivi rappresentano la soluzione potenzialmente più economica. Al fine di ridurre sufficientemente il perigeo dell'orbita per ottenere un rientro in atmosfera si è ipotizzato l'utilizzo di un gran numero di sistemi diversi come:

- Palloni gonfiabili;
- Membrane gonfiabili (ITM);
- Cavi sospesi;
- Vele solari.

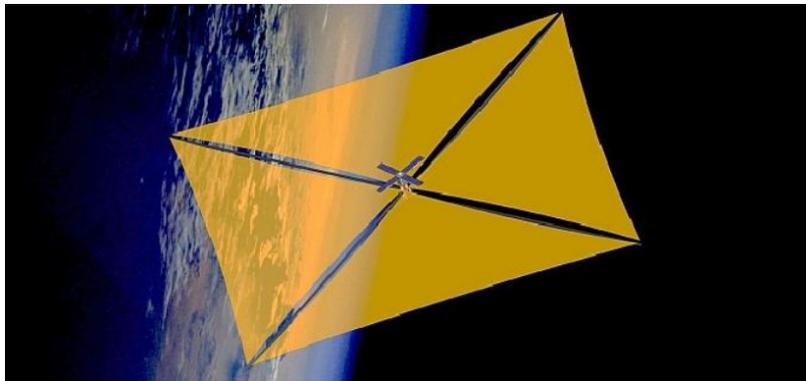


Fig. 2.14: Vela solare per aumentare il decadimento dell'orbita

In sostanza sono meccanismi per aumentare l'attrito e incrementare la perdita di quota dovuta alla resistenza aerodinamica. Allo stesso modo dei sistemi di terra sono particolarmente efficaci per orbite basse (inferiori a 800 chilometri) e garantirebbero di ottenere il rientro entro 25 anni come previsto dalla normativa attuale. L'aumento della velocità di decadimento è valutata nell'essere da due a tre volte più rapida.

Per i satelliti più piccoli in orbita sotto i 400 chilometri di quota basterebbero gli effetti gravitazionali a garantire un rientro. Per quanto riguarda la possibilità di test di tali tecnologie si parla di imbarcare alcuni esperimenti a bordo della stazione spaziale oppure come payload aggiuntivo di satelliti commerciali. Infine va ancora verificata l'efficacia della regola dei 25 anni accennata prima; in alcuni casi si è già cercato di ridurre il tempo massimo a 20 anni.

#### 2.5.4 Sistemi esterni per procedure end of life

L'inclusione di sistemi aggiuntivi a quelli normalmente usati dai satelliti garantirebbe la possibilità di smaltire la piattaforma alla fine della propria vita operativa. Eppure l'idea non è particolarmente apprezzata dagli operatori dei velivoli dal momento che ciò richiederebbe una telemetria dedicata per i sistemi aggiuntivi, ulteriori serbatoi per il combustibile e ovviamente più carburante. Qualora si utilizzassero sistemi di propulsione elettrica sarebbe possibile minimizzare il peso a causa della minore quantità di propellente necessario e della compattezza del sistema. L'aumento di peso è previsto essere di circa il 5%.

Uno dei principali propugnatori di questo tipo di tecnologia è l'italiana D-Orbit che ha progettato un Decommissioning Device (DD) costituito da un propulsore a combustibile solido e da un'unità di controllo. Il vantaggio è che il sistema non dipende dal satellite sul quale è installato e dunque potrebbe operare in qualsiasi momento. L'idea, che fa della semplicità il suo punto di forza, entra in competizione con dispositivi del genere ma piuttosto basati sulla propulsione elettrica, più lenta a ottenere l'effetto voluto ma potenzialmente più efficiente.



Fig. 2.15: Decommissioning Device

### 2.5.5 Cattura robotica e successivo *de-orbit*

L'ipotesi di utilizzare un velivolo dotato di appendici robotizzate è attualmente uno dei più diffusi nella comunità aerospaziale. Come già accennato nella sezione precedente, l'idea è quella di agganciare un satellite per poi trasferire combustibile o apportare modifiche all'*hardware* (per esempio aggiungendo batterie) oppure, nelle ipotesi più avanzate, di riuscire a recuperare sistemi di comunicazione e pannelli solari da riutilizzare poi su altri velivoli. Una possibile variazione sul tema, studiata in questo lavoro di tesi, è l'utilizzo di un velivolo in grado di raggiungere diversi detriti spaziali e ai quali attaccare dei dispositivi per il *de-orbit*. Questa architettura di missione si adatta principalmente per oggetti tra i 600 e i 2000 chilometri di quota. I vari kit verrebbero posizionati sui bersagli per mezzo di un braccio robotico attaccato al velivolo di consegna (*chaser*). I moduli potrebbero anche contenere il sistema di comunicazione per permettere l'invio di comandi dalla stazione di terra. Inoltre dovrebbero anche essere munito di qualche genere di *power system* come batterie oppure piccoli pannelli solari, un sistema di controllo della spinta e di valutazione dell'altitudine. Per quanto riguarda invece il modo con cui ottenere il *de-orbit* possono nuovamente essere utilizzati differenti sistemi già citati nelle sezioni precedenti. L'utilizzo di una rete consisterebbe nell'estenderla sopra il satellite bersaglio in modo tale da aumentare l'attrito atmosferico. Anche se spesso chiamato in causa, al momento esistono solamente simulazioni al computer di questo sistema.

Un'alternativa più semplice delle reti è quella di sparare a distanza ravvicinata sul bersaglio qualche tipo di resina o schiuma appiccicosa. Una volta attaccate, si espanderebbero andando anche in questo caso a generare più attrito; ma neppure questo sistema è stato mai testato nello spazio. In ogni caso l'utilità di questo metodo sarebbe confinata unicamente ai satelliti in orbita bassa e di piccole dimensioni. Per oggetti più voluminosi, pesanti e ad alta quota non è assolutamente efficace.

Un metodo alternativo è di agganciare una qualche sorta di protuberanza al bersaglio in modo tale da sfruttare il gradiente gravitazionale per abbassarne l'orbita. Inoltre, se molto allungato, potrebbe anche generare attrito. Nuovamente però è un approccio utilizzabile unicamente nei confronti di oggetti a bassa quota.

Infine si potrebbe anche utilizzare un sistema capace di lanciare un arpione per catturare il bersaglio. Ciò permetterebbe di mantenere una distanza superiore tra *chaser* e detrito ed evitare collisioni. Più arpioni potrebbero venire azionati dallo stesso velivolo in modo tale da rimuovere un certo numero di detriti alla volta.

### 2.5.6 Altri metodi

Sono allo studio anche una serie di tecniche che sfruttano l'interazione con il campo magnetico terrestre per generare forze capaci di rallentare i detriti e farli precipitare nell'atmosfera. Dal momento però che la missione oggetto di studio in questo lavoro di tesi riguarda l'utilizzo di kit più tradizionali per le manovre di rimozione, si preferisce semplicemente nominare le tecnologie più promettenti:

- *Large scale orbital debris cylinder con propulsione elettrodinamica;*
- *Sistemi di propulsione elettrodinamica per rimozione di satelliti*

### 2.5.7 De-orbiting controllato

Fino ad ora si sono solamente mostrate le diverse tecniche possibili per rimuovere qualsiasi tipo di oggetto dallo spazio intorno alla Terra ma gli studi in corso interessano anche la fase di rientro di tali corpi. Se infatti per detriti di piccole dimensioni non si presentano particolari problemi poiché destinati a venire distrutti prima di raggiungere quote pericolose per infrastrutture o persone, oggetti più voluminosi potrebbero resistere a sufficienza e anche impattare contro la superficie. Si deve quindi garantire che non si possano verificare incidenti di alcun tipo. In futuro lo scenario si potrebbe complicare a causa di voli atmosferici ad alta quota o suborbitali e di palloni sonda. In particolare la fascia di attenzione sarebbe quella della protosfera.

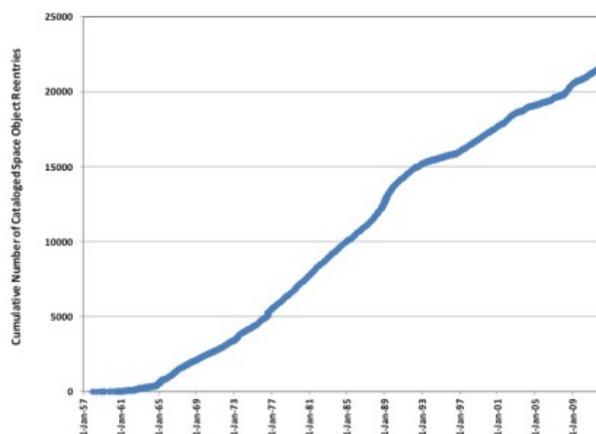


Fig. 2.16: Andamento del numero di oggetti che rientrano in atmosfera

Con la panoramica dei diversi approcci possibili al problema della rimozione dei detriti orbitali si conclude il capitolo introduttivo del lavoro di tesi. In quello successivo vengono presentati la missione e il modello matematico alla base dell'algoritmo genetico utilizzato per il calcolo delle sequenze ottimali.

### 3. LA MISSIONE

#### 3.1 Panoramica sulla missione

In questa tesi si è scelto di considerare un gruppo di detriti di grosse dimensioni che avessero inclinazioni simili e che fossero interessanti dal punto di vista di possibili applicazioni pratiche. La scelta è ricaduta sugli stadi esausti dei lanciatori russi *Kosmos 3M*; in circa quarant'anni di vita operativa ne sono stati lanciati con successo più di quattrocento se consideriamo l'intera famiglia *Kosmos*. In particolare la versione *Kosmos 3M* era un velivolo a due stadi con una capacità di carico in orbita bassa di circa 1,500 chilogrammi. Attualmente, è possibile identificare due gruppi principali di detriti: il primo ad un'inclinazione di circa 82 gradi e composto di 155 oggetti e un secondo gruppo a 74 gradi con 120 detriti. Un vantaggio derivante da questa scelta è il fatto di trovarsi a quote relativamente alte e di conseguenza soffrire in misura trascurabile gli effetti di frenamento dovuti alla resistenza aerodinamica; ciò permette di avere una maggiore accuratezza da parte dei modelli matematici utilizzati. Si considerano invece le perturbazioni orbitali  $J_2$  dovute alla forma del pianeta Terra.

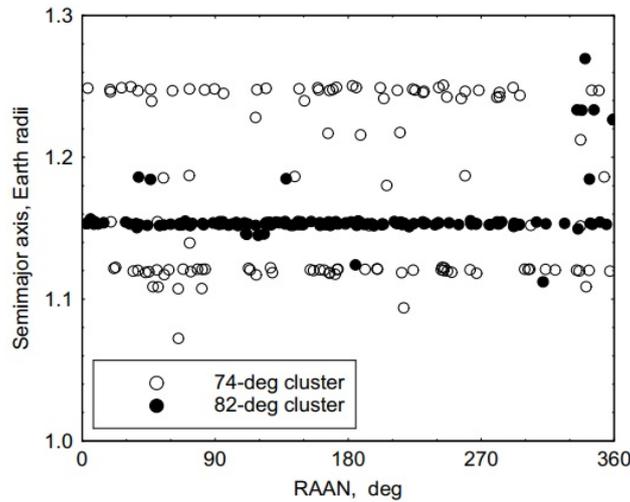


Fig. 3.1: Distribuzione degli stadi dei vettori Kosmos 3M  $J_2$

I parametri orbitali usati sono quelli provenienti dai cataloghi del NO-RAD. Le orbite possono poi essere propagate utilizzando un modello SGP4 che fa parte dei cinque modelli matematici semplificati per la determinazione delle orbite di satelliti e detriti in un sistema di riferimento inerziale con l'origine dei suoi assi coincidente con il centro della Terra. Il problema dei modelli semplificati è la scarsa accuratezza sul lungo periodo e quindi la necessità di apportare correzioni. In particolare l'SGP4 ha un errore che cresce ad un rateo di circa 1 – 3 km al giorno.

I parametri orbitali si basano sulla data di riferimento scelta. Anche se è possibile trascurare la resistenza aerodinamica è necessario considerare i moti perturbativi dovuti alla non perfetta sfericità della Terra. Nella sezione seguente viene presentata una breve introduzione sulle principali perturbazioni orbitali.

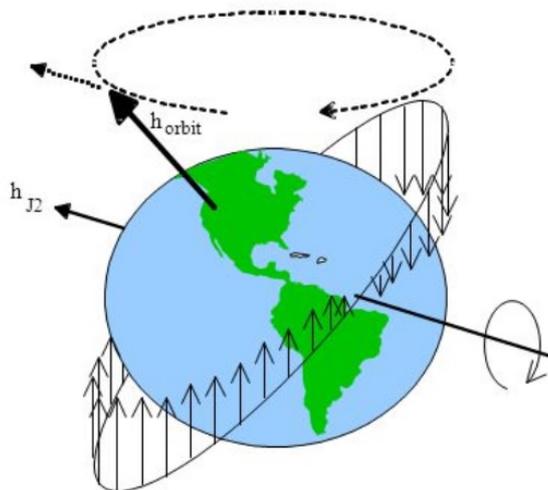


Fig. 3.2: Effetto delle perturbazioni  $J_2$

### 3.2 Cenni di meccanica orbitale

In accordo con le leggi di Keplero, un oggetto che si muove intorno alla Terra percorre un'ellisse (in casi speciali una circonferenza) dove il centro di massa del pianeta occupa uno dei due fuochi. Un moto kepleriano tra due

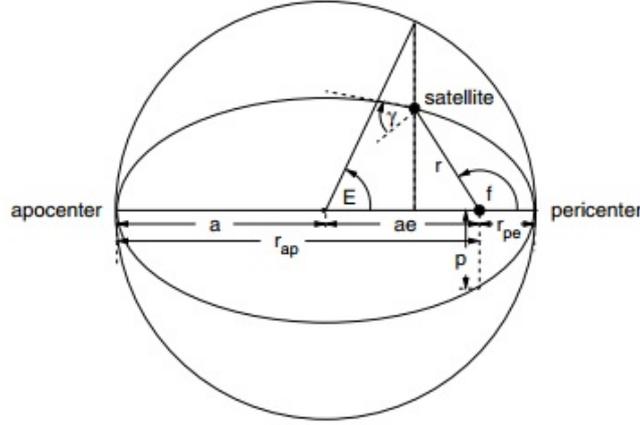


Fig. 3.3: Grandezze geometriche di un'orbita

corpi, piano e non perturbato, può essere caratterizzato mediante i seguenti parametri:

- $a$  semiasse maggiore;
- $e$  eccentricità;
- $f$  anomalia vera. In alternativa si possono anche usare l'anomalia eccentrica ( $E$ ) o l'anomalia media  $M$

come variabili dipendenti dal tempo. Vengono definite come:

$$\tan\left(\frac{E}{2}\right) = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan\left(\frac{f}{2}\right) \quad (3.1)$$

$$M = E - e \sin E = n\Delta t_{pe} \quad (3.2)$$

dove  $\Delta t_{pe}$  è il tempo trascorso dal passaggio al perielio, che può anche essere espresso come funzione dell'anomalia vera  $f$ :

$$\Delta t_{pe} = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \left[ 2 \arctan\left(\sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan\left(\frac{f}{2}\right)\right) - \frac{e\sqrt{1-e^2} \sin f}{1+e \cos f} \right] \quad (3.3)$$

Il moto medio orbitale  $n$  è direttamente legato al periodo orbitale  $T$ :

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (3.4)$$

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = \frac{2\pi}{n} \quad (3.5)$$

dove  $\mu = 3.986013 \times 10^{14} m^3 s^{-2}$  è il termine di attrazione centrale della Terra. Il raggio dell'orbita  $r$  e i suoi valori di apogeo e perigeo possono essere esplicitati come:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos f} = a(1 - e \cos E) \quad (3.6)$$

$$r_{pe} = a(1 - e) \quad (3.7)$$

$$r_{ap} = a(1 + e) \quad (3.8)$$

Il valore del raggio dell'orbita con  $f = 90^\circ$  è definito come il parametro della sezione conica (semilatus rectum):

$$p = a(1 - e^2) \quad (3.9)$$

Per quanto riguarda invece la velocità orbitale  $v$  e i suoi valori al perigeo e all'apogeo possono essere scritte le seguenti relazioni:

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{a} \frac{1 + e^2 + 2e \cos f}{1 - e^2}} = \sqrt{\frac{\mu}{a} \frac{1 + e \cos E}{1 - e \cos E}} \quad (3.10)$$

$$v_{pe} = \sqrt{\frac{\mu}{a} \frac{1 + e}{1 - e}} \quad (3.11)$$

$$v_{ap} = \sqrt{\frac{\mu}{a} \frac{1 - e}{1 + e}} \quad (3.12)$$

Tutti gli elementi orbitali qui presentati sono definiti in un sistema inerziale con origine al centro della Terra. In questo sistema l'asse  $\underline{X}$  è diretto verso l'equinozio medio sul piano medio equatoriale,  $\underline{Z}$  è perpendicolare al suddetto piano mentre  $\underline{Y} = \underline{Z} \times \underline{X}$  completa la terna destrorsa.

Nel sistema di riferimento  $\underline{X}, \underline{Y}, \underline{Z}$  l'orientazione dell'orbita di un satellite è definita dalla longitudine del nodo ascendente  $\Omega$  (misurata sul piano equatoriale dall'intersezione dell'equinozio invernale all'intersezione dell'orbita con il piano equatoriale), dall'inclinazione  $i$  e dall'argomento del pericentro  $\omega$ . Questi parametri orbitali, insieme all'anomalia vera  $f$ , definiscono i vettori unitari nella direzione radiale  $\underline{U}$ , nella direzione trasversale al volo  $\underline{V}$  e nella direzione fuori dal piano  $\underline{W}$ :

$$\underline{U} = \begin{pmatrix} U_X \\ U_Y \\ U_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i \\ \cos u \sin \Omega + \sin u \cos \Omega \cos i \\ \sin u \sin i \end{pmatrix} \quad (3.13)$$

$$\underline{V} = \begin{pmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin u \cos \Omega - \cos u \sin \Omega \cos i \\ -\sin u \sin \Omega + \cos u \cos \Omega \cos i \\ \cos u \sin i \end{pmatrix} \quad (3.14)$$

$$\underline{W} = \begin{pmatrix} W_X \\ W_Y \\ W_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin \Omega \sin i \\ -\cos \Omega \sin i \\ \sin i \end{pmatrix} \quad (3.15)$$

dove  $u = \omega + f$  è l'argomento della latitudine vera. Con l'aiuto di questi vettori unitari è possibile scrivere la posizione e il vettore velocità di un satellite ( $\underline{r}$  e  $\underline{v} = \dot{\underline{r}}$ ):

$$\underline{r} = r\underline{U} \quad (3.16)$$

$$\underline{v} = \dot{r}\underline{U} + r\dot{f}\underline{V} \quad (3.17)$$

dove  $r$  è stato calcolato con le equazioni delle pagine precedenti mentre  $\dot{r}$  e  $r\dot{f}$  si scrivono come:

$$\dot{r} = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \frac{e \sin f}{\sqrt{1 - e^2}} \quad (3.18)$$

$$r\dot{f} = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \frac{1 + e \cos f}{\sqrt{1 - e^2}} \quad (3.19)$$

Le componenti radiali e trasversali della velocità determinano anche il *path angle*  $\gamma$  che è misurato dal piano quasi-orizzontale (che ha  $\underline{U}$  come vettore normale) verso il vettore velocità, considerato positivo nella direzione verso lo spazio.

$$\cos \gamma = \frac{r\dot{f}}{v} = \frac{1 + e \cos f}{\sqrt{1 + e^2 + 2e \cos f}} \quad (3.20)$$

$$\sin \gamma = \frac{\dot{r}}{v} = \frac{e \sin f}{\sqrt{1 + e^2 + 2e \cos f}} \quad (3.21)$$

$$\gamma = \arcsin \left( \frac{e \sin f}{\sqrt{1 + e^2 + 2e \cos f}} \right) \quad (3.22)$$

### 3.2.1 Manovre di trasferimento tra orbite piane

Un satellite può effettuare un trasferimento da un'orbita circolare di raggio  $r_1$  ad un'altra orbita complanare di raggio  $r_2$  mediante due manovre impulsive in direzione tangenziale. La prima accensione ( $\Delta v_1$ ) inserisce il velivolo su di una traiettoria di trasferimento ellittica con pericentro  $r_1$  e apocentro  $r_2$  mentre la seconda, con impulso  $\Delta v_2$  ed effettuata mezza rivoluzione dopo, circularizza l'orbita finale. Questa tipologia di manovra permette di ottenere

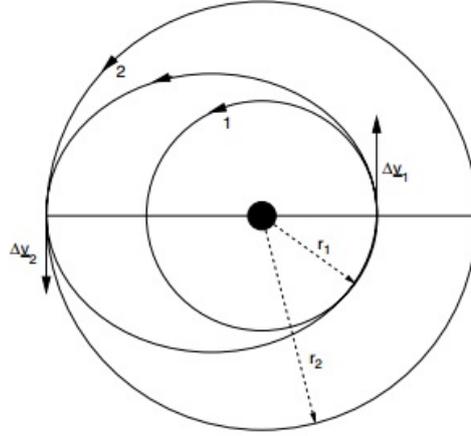


Fig. 3.4: Manovre di trasferimento di Hohmann

risultati ottimali in termini di  $\Delta v$  se il rapporto  $\beta = r_2/r_1$  è minore di 11.939 (quindi per tutte le applicazioni LEO e GEO). Dato un certo valore di  $\beta$ , gli impulsi necessari possono essere scritti come:

$$\Delta v_1 = |\Delta \underline{v}_1| = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left( \sqrt{\frac{2\beta}{1+\beta}} - 1 \right) \quad (3.23)$$

$$\Delta v_2 = |\Delta \underline{v}_2| = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2\beta}{1+\beta}} \right) \quad (3.24)$$

Il  $\Delta v$  complessivo per le due manovre è dunque:

$$\Delta v_h = \Delta v_1 + \Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left[ \left( 1 - \frac{1}{\beta} \right) \sqrt{\frac{2\beta}{1-\beta}} + \sqrt{\frac{1}{\beta}} - 1 \right] \quad (3.25)$$

### 3.3 Fenomeni perturbativi

Dal momento che la tipologia di missione sfrutta le perturbazioni orbitali per ridurre il combustibile necessario al raggiungimento dei diversi detriti, è necessario descrivere la natura di questi fenomeni perturbativi. Innanzitutto si ricorda che la posizione di un corpo su di un'orbita ellittica kepleriana può essere definita mediante la definizione di sei parametri orbitali. Per esempio si può utilizzare il set degli elementi orbitali classici. Poiché il piano orbitale è fisso in qualunque sistema di riferimento e passa per l'origine, per prima cosa bisogna definire la posizione del suddetto piano. In un sistema di riferimento cartesiano con assi  $xyz$  questa è data dall'inclinazione  $i$  rispetto al piano  $xy$  e dall'angolo  $\Omega$  compreso tra il semiasse positivo dell'asse  $x$  e l'intersezione tra il piano orbitale e il piano  $xy$ . Il termine classico per la linea che nasce da questa intersezione è *linea dei nodi* (dove i nodi sono i due punti di intersezione con il piano  $xy$ ).

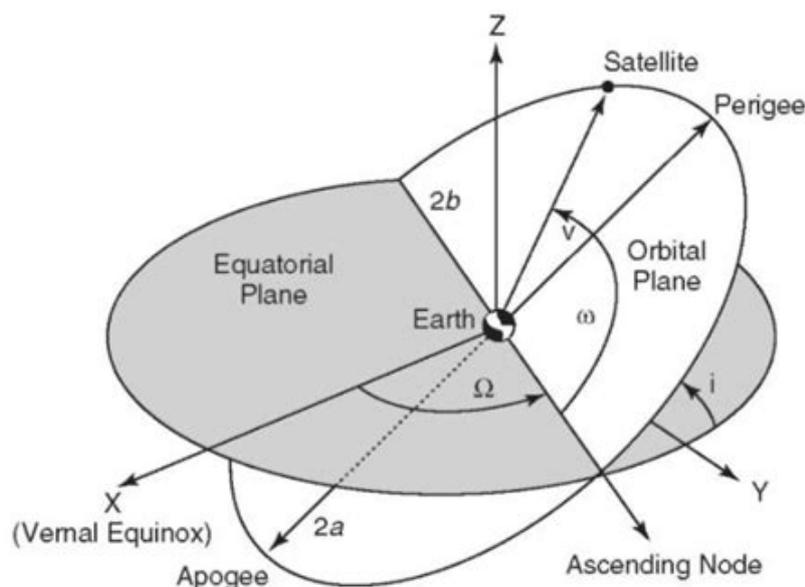


Fig. 3.5: Schema dei parametri orbitali

Si definisce ascendente il nodo per il quale il corpo passa da  $z < 0$  a  $z > 0$ . L'angolo  $\Omega$  è detto *longitudine del nodo ascendente*. In seguito è necessario definire la posizione dell'ellisse sul suo piano; uno dei due fuochi è nell'origine del sistema di riferimento e la linea congiungente periapside e apoapside (*linea degli apside*) forma un angolo  $\omega$  con la linea dei nodi, angolo che permette di conoscere la posizione dell'ellisse. L'angolo  $\omega$  è detto argomento del pericentro. Dimensione e forma dell'ellisse sono date dal semiasse maggiore  $a$ , che può essere correlato direttamente con l'energia dell'orbita, e dall'ec-

centricità  $e$ , a sua volta legata all'energia e al momento angolare. Infine la posizione del corpo lungo l'orbita si può ottenere grazie all'anomalia vera, che descrive l'angolo tra il pericentro e il corpo orbitante, misurato sul piano orbitale. La posizione è inoltre una funzione del tempo; l'origine del tempo è detta *epoca*. I parametri orbitali, a parte l'anomalia, si mantengono costanti e definiscono completamente posizione e velocità di un corpo lungo un'orbita kepleriana. Per quanto riguarda i moti non-kepleriani, li si può vedere come moti molto rapidi lungo un'orbita kepleriana con parametri orbitali che variano lentamente.

Tutte le perturbazioni che agiscono su di un satellite possono essere ricondotte al seguente schema:

- perturbazioni secolari: proporzionali al tempo, provocano variazioni secolari degli parametri orbitali in funzione del tempo stesso;
- perturbazioni periodiche di lungo periodo: cambiamenti armonici dei parametri orbitali con periodo dell'ordine della rotazione del pericentro (per perturbazioni geopotenziali) o dell'ordine di mesi o anni (per perturbazioni dovute al Sole o alla Luna);
- perturbazioni di corto periodo: cambiamenti armonici dei parametri orbitali con periodi dell'ordine del periodo orbitale stesso;
- variazioni risonanti: sono cambiamenti dei parametri orbitali dovuti all'aggiunta di energia in un sistema altrimenti conservativo come conseguenza di un certo sincronismo tra il moto orbitale e l'ambiente perturbativo.

Un elemento soggetto a perturbazioni periodiche semplicemente oscilla intorno alla sua posizione non perturbata mentre una perturbazione di tipo secolare comporta un aumento o una decrescita lineare del parametro. Questa spiegazione è valida solamente in prima approssimazione ed è unicamente qualitativa, dal momento che un'approssimazione del primo ordine resta valida se si considera un intervallo di tempo finito. Uno dei problemi principali dell'astronomia del diciannovesimo secolo è stata proprio la corretta distinzione tra effetti secolari veri e gli effetti periodici su tempi molto lunghi, problema che è stato risolto solamente con la teoria *KAM*. Un risultato delle teorie classiche mostra che  $a$ ,  $e$  e  $i$  sono unicamente soggetti a perturbazioni periodiche mentre  $\Omega$ ,  $\omega$  e  $M$  mostrano sia effetti periodici che secolari. Le perturbazioni del potenziale più comuni sono relative alla presenza di un terzo corpo oppure della mancanza di sfericità dei corpi celesti. Per la seconda tipologia è possibile esprimere il potenziale come espansione in armoniche sferiche cosicché, se il corpo presenta simmetria assiale, lo si può vedere come sommatoria di termini:

$$V(r, \phi) = -Gm \frac{r_{eq}}{r} \left( 1 - \sum_{k=2}^{\infty} J_k \left( \frac{r_{eq}}{r} \right)^k P_k \cos(\phi) \right) \quad (3.26)$$

dove  $G$  è la costante di gravitazione universale,  $m$  la massa del corpo,  $r_{eq}$  il suo raggio equatoriale,  $(r, \theta, \phi)$  sono coordinate sferiche,  $P_k$  è il  $k$ -esimo polinomio di Legendre e  $J_k$  sono i coefficienti che definiscono l'espansione. Le perturbazioni legate invece alla presenza di un terzo corpo necessitano dell'introduzione delle equazioni relative al nuovo corpo. Per quanto riguarda le orbite terrestri, e quindi quelle di interesse per questa tesi, la perturbazione principale è quella relativa al termine  $J_2$  nella formula del potenziale di un ellissoide schiacciato ai poli scritto come espansione di termini. L'effetto risultante è quello di generare un moto di precessione sia della linea dei nodi che del pericentro. Nella pratica questo disturbo porta occasionalmente a coincidere i piani orbitali su cui giacciono i detriti e quindi a minimizzare il consumo di combustibile necessario per il *rendezvous* con un nuovo oggetto. Come verrà poi illustrato successivamente, qualora si avesse a disposizione un lasso di tempo infinito per la missione, si potrebbero attendere alcuni allineamenti estremamente favorevoli, con richieste in termini di  $DV$  molto ridotte. Purtroppo però, bisognerebbe attendere in orbita anche decine di anni e quindi è necessario ripiegare su soluzioni più esose in termini di consumi ma con tempi inferiori ai trecento giorni.

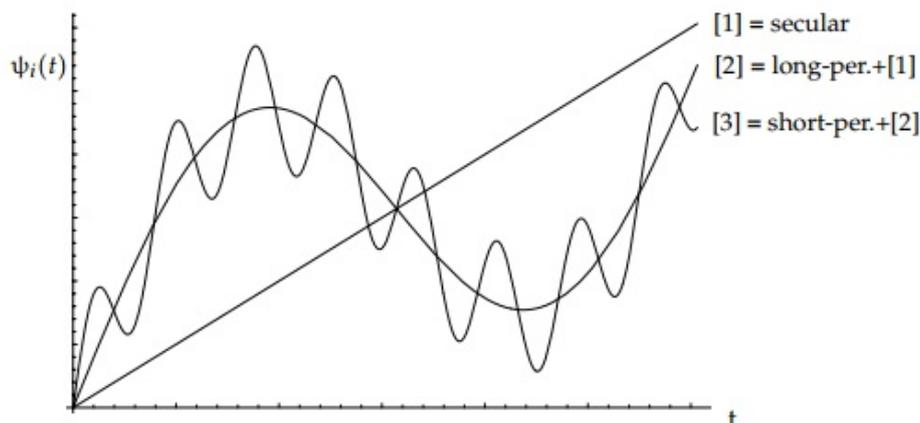


Fig. 3.6: Perturbazioni orbitali

### 3.3.1 Le equazioni perturbate di Newton

Il moto di un satellite la cui massa  $m$  è piccola rispetto alla massa della Terra può essere descritta dall'equazione di Newton del problema dei due corpi non perturbato. Nel caso in cui sia presente una perturbazione (accelerazione  $\underline{p}$ ) oltre al termine di attrazione centrale si può scrivere la seguente equazione:

$$\ddot{\underline{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\underline{r} + \underline{p} \quad (3.27)$$

Si può anche riscrivere come:

$$\dot{\underline{v}} = -\frac{\mu}{r^3}\underline{r} + \underline{p} \quad (3.28)$$

$$\dot{\underline{r}} = \underline{v} \quad (3.29)$$

Questo è un sistema di equazioni differenziali di sesto grado che può essere integrato rispetto al tempo per propagare il vettore posizione  $\underline{r}(t)$  e il vettore velocità  $\dot{\underline{r}}(t) = \underline{v}(t)$ . Questi sei parametri (tre componenti di velocità e tre componenti della posizione) definiscono il moto lungo un'orbita in qualsiasi momento in maniera univoca. La traiettoria risultante è un'infinita sequenza di orbite kepleriane osculatrici. Le equazioni perturbate di Newton vengono utilizzate da schemi numerici per l'integrazione qualora sia necessaria un'accurata precisione nella determinazione dell'orbita oppure in fasi della missione dove le perturbazioni assumono grande importanza (per esempio nel rientro in atmosfera). I parametri orbitali  $\underline{r}(t)$  e  $\underline{v}(t)$  hanno inoltre il vantaggio di essere non singolari. A seconda del contesto l'integrazione può essere effettuata in un sistema di riferimento quasi-inerziale oppure in uno con la Terra fissa. Le accelerazioni perturbative (scomponibili in componenti) devono essere riferite allo stesso sistema di riferimento.

### 3.3.2 Le equazioni perturbate di Gauss

Nei paragrafi precedenti si è descritta l'orbita mediante sei termini cartesiani di cui tre riferiti alla posizione e tre alla velocità. Ci sono però altri parametri a cui si può fare riferimento come per esempio quelli kepleriani introdotti all'inizio di questa sezione: semiasse maggiore  $a$ , eccentricità  $e$ , inclinazione  $i$ , ascensione retta  $\Omega$ , argomento del pericentro  $\omega$  e anomalia media  $M$ . Essi sono particolarmente adatti alla descrizione di una sezione conica orientata in uno spazio inerziale e nel caso di moto non perturbato solamente l'anomalia media cambia con il tempo con un rateo:

$$\frac{dM}{dt} = n = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (3.30)$$

Se invece presente un'accelerazione perturbativa  $p = (p_U, p_V, p_W)$  espressa in termini delle sue componenti radiale, trasversale e fuori dal piano nel sistema di riferimento orientato, i rispettivi ratei di variazione degli elementi kepleriani osculatori possono essere calcolati mediante la formulazione di Gauss basate sulle equazioni perturbate di Lagrange:

$$\frac{da}{dt} = \sqrt{\frac{a}{\mu}} \frac{2a}{\sqrt{1-e^2}} (e \sin f p_U + (1+e \cos f) p_V) \quad (3.31)$$

$$\frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{a}{\mu}} \sqrt{1-e^2} \left( \sin f p_U + \frac{e+2 \cos f + \cos^2 f}{1+e \cos f} p_V \right) \quad (3.32)$$

$$\frac{di}{dt} = \sqrt{\frac{a}{\mu}} \frac{\sqrt{1-e^2}}{1+e \cos f} \cos(\omega+f) p_W \quad (3.33)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \sqrt{\frac{a}{\mu}} \frac{\sqrt{1-e^2}}{1+e \cos f} \frac{\sin(\omega+f)}{\sin i} p_W \quad (3.34)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \sqrt{\frac{a}{\mu}} \frac{\sqrt{1-e^2}}{e} \left( -\cos f p_U + \frac{2+e \cos f}{1+e \cos f} \sin f p_V \right) - \cos i \frac{d\Omega}{dt} \quad (3.35)$$

$$\frac{dM}{dt} = n + \frac{1-e^2}{nae} \left[ \left( \cos f - \frac{2e}{1+e \cos f} \right) p_U - \frac{2+e \cos f}{1+e \cos f} \sin f p_V \right] \quad (3.36)$$

$$(3.37)$$

Questo gruppo di equazioni sono particolarmente adatte per descrivere anche tutte le perturbazioni non gravitazionali, come quelle dovute alla pressione solare e all'attrito aerodinamico.

Se invece delle componenti usate prima si sfruttano invece quella tangenziale ( $p_T$ ), normale ( $p_N$ ) e fuori dal piano ( $p_W$ ), si può ricondurre la variazione del semiasse maggiore a essere unicamente funzione della componente tangenziale:

$$\frac{da}{dt} = 2a \sqrt{\frac{a}{\mu} \frac{1+e^2+2e \cos f}{1-e^2}} p_T \quad (3.38)$$

### 3.3.3 Le equazioni perturbate di Lagrange

Se le perturbazioni sono generate da un potenziale  $P$ , allora si possono utilizzare le equazioni di Lagrange nella loro forma originale. Infatti forniscono i ratei di variazione degli elementi osculatori kepleriani in funzione delle

derivate parziali del potenziale rispetto agli elementi kepleriani stessi.

$$\frac{da}{dt} = -\frac{2}{na} \frac{\partial P}{\partial M} \quad (3.39)$$

$$\frac{de}{dt} = -\frac{1-e^2}{na^2e} \frac{\partial P}{\partial M} + \frac{\sqrt{1-e^2}}{na^2e} \frac{\partial P}{\partial \omega} \quad (3.40)$$

$$\frac{di}{dt} = -\frac{\cos i}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial P}{\partial \omega} + \frac{1}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial P}{\partial \Omega} \quad (3.41)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{1}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial P}{\partial i} \quad (3.42)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{\cos i}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \frac{\partial P}{\partial i} - \frac{\sqrt{1-e^2}}{na^2e} \frac{\partial P}{\partial e} \quad (3.43)$$

$$\frac{dM}{dt} = n + \frac{1-e^2}{na^2e} \frac{\partial P}{\partial e} + \frac{2}{na} \frac{\partial P}{\partial a} \quad (3.44)$$

$$(3.45)$$

Il gruppo di equazioni qui presentato è invece particolarmente adatto per l'integrazione delle perturbazioni gravitazionali, come quelle provenienti da armoniche geopotenziali e quelle dovute all'attrazione del Sole e della Luna.

### 3.3.4 Semplificazioni

Se si effettua un'analisi spettrale dei termini sorgente di differenti tipologie di perturbazioni delle orbite terrestri, è possibile estrapolare alcuni effetti dominanti sugli elementi kepleriani:

- Per quanto riguarda il semiasse maggiore ci sono variazioni periodiche di corto periodo dovute alla non sfericità della Terra ( $J_2$ ) con periodo  $\frac{T}{2}$  e ampiezze di  $\pm 9km$  e variazioni di lungo periodo causate dal Sole, dalla Luna e dalla radiazione solare. L'effetto della resistenza aerodinamica provoca un decremento di tipo secolare;
- Gli effetti sull'eccentricità si dividono in variazioni di corto periodo ( $T$  e  $\frac{T}{3}$ ) dovute al termine  $J_2$  e altre di lungo periodo causate dalle armoniche  $J_{2n+1}$ ;
- L'inclinazione  $i$  subisce fluttuazioni di corto periodo ( $\frac{T}{2}$ ) dovuti a  $J_2$  e di lungo periodo per l'azione di  $J_{2n+1}$ ;
- Per l'ascensione retta vale lo stesso discorso fatto per l'inclinazione ma si aggiunge anche l'influenza delle armoniche  $J_{2n}$  che porta ad avere variazioni secolari anche di  $10^\circ$  al giorno;

- Per l'argomento del pericentro il termine  $J_2$  provoca oscillazioni di corto periodo ( $T$  e  $\frac{T}{3}$ ), di lungo periodo per l'azione di  $J_{2n+1}$  e anche variazioni secolari a causa di  $J_{2n}$  di  $20^\circ$  gradi al giorno;
- L'anomalia media subisce l'influenza dei termini che modificano l'inclinazione a cui si aggiunge una variazione secolare dovuta al termine di attrazione centrale  $\mu$  fino a  $5900^\circ$  al giorno.

Tutto ciò si può tradurre in un'approssimazione del primo ordine delle equazioni che governano le equazioni in orbita bassa dove risaltano le principali cause di perturbazione quali la resistenza aerodinamica e la non sfericità della Terra:

$$\frac{da}{dt} \approx -c_D \frac{A}{m} \rho_{pe} a^2 \frac{n}{2\pi} \exp(-z) \left( I_0(z) + 2eI_1(z) + \frac{3}{4}e^2(I_0(z) + I_2(z)) \right) \quad (3.46)$$

$$\frac{de}{dt} \approx -c_D \frac{A}{m} \rho_{pe} a (1-e^2) \frac{n}{2\pi} \exp(-z) (I_1(z)) + \quad (3.47)$$

$$-c_D \frac{A}{m} \rho_{pe} a (1-e^2) \frac{n}{2\pi} \exp(-z) \left( \frac{1}{2}e(I_0(z) + I_2(z)) \right) + \quad (3.48)$$

$$-c_D \frac{A}{m} \rho_{pe} a (1-e^2) \frac{n}{2\pi} \exp(-z) \left( \frac{1}{8}e^2(3I_1(z) + I_3(z)) \right) \quad (3.49)$$

$$\frac{di}{dt} \approx 0 \quad (3.50)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} \approx -\frac{3}{2}nJ_2 \left( \frac{a_e}{p} \right)^2 \cos i \quad (3.51)$$

$$\frac{d\omega}{dt} \approx \frac{3}{4}nJ_2 \left( \frac{a_e}{p} \right)^2 (4 - 5 \sin^2 i) \quad (3.52)$$

$$\frac{dM}{dt} \approx n \left( 1 + \frac{3}{4}J_2 \left( \frac{a_e}{p} \right)^2 (2 - 3 \sin^2 i) \sqrt{1 - e^2} \right) \quad (3.53)$$

$$(3.54)$$

Nella formulazione precedente sono stati introdotti un certo numero di nuovi parametri che verranno spiegati nel seguito:

- $c_D \frac{A}{m} = B$  è il parametro balistico;
- $\rho_{pe}$  è la densità dell'aria al pericentro;
- $I_k$  sono le funzioni di Bessel

Nel caso di orbite quasi-circolari,  $\exp(-z) \rightarrow 1$ ,  $I_0 \leftrightarrow 1$  e  $I_k \leftrightarrow 0$  quando  $k \geq 1$ , cosa che lascia un contributo non nullo della resistenza aerodinamica per quanto riguarda il decadimento del semiasse maggiore.

### 3.4 Modello dinamico

#### 3.4.1 Propagazione dell'orbita

Il modello matematico utilizzato in questo caso considera unicamente le perturbazioni derivanti dalla non sfericità del pianeta e, come già accennato nella sezione precedente, assume semiasse maggiore, eccentricità e inclinazione costanti mentre invece  $\Omega$ ,  $\omega$  e  $M$  variano secondo le seguenti leggi:

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} \left( \frac{r_E}{p} \right)^2 n J_2 \cos(i) \quad (3.55)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{3}{4} \left( \frac{r_E}{p} \right)^2 n J_2 (5 \cos^2(i) - 1) \quad (3.56)$$

$$\frac{dM}{dt} = n + \frac{3}{4} \left( \frac{r_E}{p} \right)^2 n J_2 \sqrt{1 - e^2} (3 \cos^2(i) - 1) \quad (3.57)$$

dove  $r_E$  è il raggio terrestre,  $n$  è il moto medio che viene definito come

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (3.58)$$

con  $\mu$  parametro gravitazionale della Terra. Inoltre è stato anche introdotto  $p$  che è il semilatum rectus derivante da:

$$p = a(1 - e^2) \quad (3.59)$$

Una volta definiti i parametri orbitali al tempo di riferimento, è possibile conoscerli a qualsiasi istante. Se confrontato con i modelli matematici classici come l'SGP4, ottiene risultati comparabili in termini di forma dell'orbita e orientazione nello spazio mentre gli errori diventano considerevoli per quanto riguarda anomalia media e perigeo. Inoltre l'effetto di  $\omega$  è piccolo a causa della ridotta eccentricità delle orbite e la differenza di fase ha un impatto limitato sul  $DV$  a causa del grande numero di orbite per ogni trasferimento tra un detrito e il successivo.

#### 3.4.2 Stima del costo di trasferimento

Si assume che le condizioni più favorevoli per il trasferimento da un oggetto all'altro si presentino quando la differenza tra i due piani orbitali è ridotta. Di conseguenza i valori di ascensione retta del nodo ascendente devono essere contenuti. Proprio in questa situazione dunque, si può sfruttare l'effetto perturbativo  $J_2$  che tende a modificare la  $\Omega$  dei corpi intorno alla Terra ad una velocità che dipende dal semiasse maggiore e dall'eccentricità. Questo fenomeno permette ai detriti di ritrovarsi periodicamente allineati e quindi nelle condizioni migliori per un'accensione dei propulsori per il cambio

di orbita. Qualora si desiderasse effettuare la stessa manovra in condizioni di scarso allineamento, si otterrebbero  $DV$  necessari più elevati e si perderebbe la capacità di raggiungere lo stesso numero di oggetti a parità di peso del *chaser*. Gli istanti di tempo in cui è favorevole effettuare la manovra possono essere calcolati come:

$$t_{jk} = \frac{\Omega_j(t_0) - \Omega_k(t_0) + 2K\pi}{\dot{\Omega}_k - \dot{\Omega}_j} \quad (3.60)$$

L'allineamento delle orbite si ripete a intervalli determinati dalla differenza delle velocità di variazione della  $\Omega$  con  $K$  che assume un valore tale da ottenere un tempo di viaggio che sia positivo e il minore possibile. Si segnala inoltre che il costo del trasferimento non varia sia che si vada da  $j$  a  $k$  che viceversa. Per effettuare un'analisi completa è necessario considerare tutte le possibili permutazioni delle sequenze tra tutti i 155 oggetti. Per questa ragione è necessaria una strategia di ottimizzazione e si è sviluppato un algoritmo genetico capace di trovare le migliori sequenze senza avere la necessità di vagliare le oltre 500 milioni di possibili soluzioni. Per quanto riguarda la stima del  $DV$  necessario si ipotizza che l'allineamento sia il migliore possibile. Sfruttando le equazioni della trasferta di Hohmann si può ricavare che, per variazioni modeste di raggio dell'orbita:

$$\frac{\Delta V}{V} = 0.5 \frac{\Delta r}{r} \quad (3.61)$$

Si può inoltre introdurre una relazione empirica che leghi anche la variazione del semiasse maggiore e la variazione di eccentricità al  $DV$  necessario. La forma è la seguente:

$$\frac{\Delta V}{V} = 0.5 \sqrt{\left(\frac{\Delta a}{a}\right)^2 + \Delta e^2} \quad (3.62)$$

Si utilizza il valore minore del semiasse maggiore tra i due oggetti coinvolti e di conseguenza anche la velocità circolare corrispondente. Quando il numero di bersagli e la loro dimensione sono abbastanza piccoli, è possibile valutare tutte le possibili sequenze con tempi di calcolo ragionevoli e così scegliere le migliori opzioni. Qualora però, come nel caso di questa tesi, il numero fosse eccessivamente grande, bisogna per forza considerare degli approcci alternativi per l'esplorazione dello spazio delle soluzioni. Come già detto più volte, in questo caso si sono sfruttate le potenzialità degli algoritmi evolutivi e in particolare della sottoclasse degli algoritmi genetici il cui funzionamento viene spiegato nel capitolo successivo. Inoltre è anche possibile ordinare le missioni in funzione del consumo di combustibile richiesto e del tempo di missione impiegato. Una volta che si è calcolata la massa dei *kit* per la rimozione degli oggetti, è possibile poi procedere alla valutazione del *mass budget* complessivo della missione.

Il consumo di combustibile è ricavabile a partire dal  $\Delta v$  calcolato. L'algoritmo genetico ricerca le sequenze ottimali in quanto a  $\Delta v$  pur restando all'interno del tempo massimo di missione imposto come requisito. Ovviamente il  $\Delta v$  complessivo è la somma dei  $\Delta v_i$  dove con  $i$  si intende la *leg* di missione considerata. La  $i$ -esima *leg* comincia al tempo  $\tau_i = t_i$  che è noto dalla *leg* precedente dopo aver anche preso in considerazione il tempo di *servicing*. Le accensioni del propulsore chimico avvengono ai tempi:

$$\tau_1 < \tau_2 < \tau_3 < \tau_4 = \tau_{i+1} \quad (3.63)$$

L'ultima accensione, quella necessaria al *rendezvous*, avviene al tempo  $\tau_4 = t_{i+1}$  il cui valore è sconosciuto ed è solamente stimabile. Ogni arco è univocamente descritto da un *set* di dieci variabili di cui tre descrivono i tempi delle accensioni:

$$p_1 = \tau_4 - \tau_1 \quad (3.64)$$

$$p_2 = \frac{(\tau_2 - \tau_1)}{(\tau_4 - \tau_2)} \quad (3.65)$$

$$p_3 = \frac{(\tau_3 - \tau_2)}{(\tau_4 - \tau_2)} \quad (3.66)$$

dove  $p_1$  varia in un finestra di dieci giorni centrata sul valore suggerito dalla ricerca globale mentre  $p_2$  e  $p_3$  variano tra zero e uno. Altre sei variabili invece definiscono le componenti delle velocità dopo il primo e il secondo impulso (1+ e 2+) a partire dalle componenti note prima di questi impulsi (1- e 2-):

$$u_{1+} = u_{1-} + p_4 \sin(p_5) \quad u_{2+} = u_{2-} + p_7 \sin(p_8) \quad (3.67)$$

$$v_{1+} = v_{1-} + p_4 \cos(p_5) \cos(\psi + p_6) \quad v_{2+} = v_{2-} + p_7 \cos(p_8) \cos(\psi + p_9) \quad (3.68)$$

$$w_{1+} = w_{1-} + p_4 \cos(p_5) \cos(\psi + p_6) \quad w_{2+} = w_{2-} + p_7 \cos(p_8) \cos(\psi + p_9) \quad (3.69)$$

$u$ ,  $v$  e  $w$  sono le componenti della velocità nella direzione radiale, verso est e verso nord mentre  $\psi$  è l'angolo di *heading* prima dell'impulso e può essere calcolato come:

$$\psi = \tan^{-1} \left( \frac{w_-}{v_-} \right) \quad (3.70)$$

$p_4$  e  $p_7$  sono le variazioni di velocità  $\Delta V_1$  e  $\Delta V_2$  che spaziano tra 0 e 800m/s. Gli angoli  $p_5$  e  $p_8$  variano invece tra  $-180$  e  $+180$  gradi mentre  $p_6$  e  $p_9$  tra  $-60$  e  $+60$  (ci si aspetta delle manovre quasi planari dal momento che la filosofia della missione è di aspettare che le inclinazioni tra le orbite siano simili). Il calcolo dell'ultima variabile  $p_{10}$  riguarda l'ultima parte della *leg* e concerne la fase di *rendezvous*; richiede un approccio diverso dal momento che la posizione finale è fissata e quindi è necessario risolvere un problema di Lambert.

Poiché ci si aspetta molteplici orbite, tale problema presenta due soluzioni: si sfrutta allora  $p_9$  per decidere se considerare il ramo sinistro ( $p_{10} < 0.5$ ) oppure quello destro ( $p_{10} > 0.5$ ) dello spazio delle soluzioni. Una volta calcolate tutte le dieci variabili è possibile valutare il  $\Delta V$  per ogni manovra di trasferimento. Si conoscono infatti tempo iniziale, la posizione e la velocità. Una volta calcolata la velocità dopo il primo impulso, si risolve il problema di Keplero tenendo in considerazione il termine perturbativo  $J_2$  come mostrato nelle sezioni precedenti. Si procede in modo analogo fino al calcolo dell'ultimo arco di traiettoria (dove anche la posizione del bersaglio è stato calcolato mediante un problema di Keplero perturbato) dove è invece necessario risolvere il problema di Lambert non perturbato per calcolare le componenti di velocità che vengono successivamente corrette mediante uno schema iterativo per includere l'effetto perturbativo dovuto alla non sfericità della Terra. Tale schema è basato sul metodo di Newton. Il  $\Delta V$  complessivo può finalmente essere calcolato come:

$$\Delta V = \sum_{j=1}^4 \Delta V_j = \sum_{j=1}^4 \sqrt{(u_{j+} - u_{j-})^2 + (v_{j+} - v_{j-})^2 + (w_{j+} - w_{j-})^2} \quad (3.71)$$

### 3.4.3 Calcolo del Mass budget

Il velivolo *chaser* consegna ad ogni detrito bersaglio un *kit* per la fase di *deorbit* in grado di garantire il  $\Delta V$  necessario alla manovra di rimozione. Per la tipologia di missione qui considerata ci si limita alla descrizione delle tecniche usate in caso di propulsione chimica. Essa fornisce una variazione di velocità di tipo impulsivo che riduce il perigeo dell'orbita del detrito fino al valore  $r_p^*$ . Per un rientro controllato è necessario che la nuova traiettoria intersechi la superficie della Terra ( $r_p^* = r_E$ ). Se invece ci si accontentasse di un rientro incontrollato è sufficiente abbassare il perigeo ad un valore tale da lasciare all'attrito in atmosfera il compito di completare il rientro ( $r_p^* = 1.02r_E$  che corrisponde a circa 125 chilometri di quota). Il cambio di velocità necessario viene calcolato considerando una manovra all'apogeo:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{r_a}} - \sqrt{2\mu \left[ \frac{1}{r_a} - \frac{1}{(r_a + r_p^*)} \right]} \quad (3.72)$$

Il calcolo della massa del *chaser* e del combustibile necessario viene calcolato a ritroso a partire dall'arrivo all'ultimo bersaglio, nota la massa a vuoto del *chaser*  $m_d$ . Una volta arrivati al detrito  $i + 1$  viene consegnato il *kit* e di conseguenza la massa al termine della  $i$ -esima *leg* è legata a quella successiva dall'equazione seguente:

$$(m_f)_i = (m_0)_{i+1} + (m_k)_{i+1} \quad (3.73)$$

Per questa *leg*, si utilizza l'equazione del razzo per legare la massa iniziale a quella finale:

$$(m_0)_i = (m_f)_i \exp\left(\frac{\Delta V_i}{c_c}\right) \quad (3.74)$$

e inoltre restituisce anche la massa di combustibile usata dal *chaser*:

$$(m_{cp})_i = (m_0)_i - (m_f)_i \exp\left(\frac{\Delta V_i}{c_c}\right) \quad (3.75)$$

Le equazioni vengono utilizzate a ritroso per ogni detrito fino a stabilire la massa iniziale (prima della consegna del primo *kit*):

$$m_{start} = (m_0)_1 + (m_k)_1 \quad (3.76)$$

Il valore trovato è proprio la massa che il lanciatore deve essere in grado di trasportare all'orbita iniziale. Con questo si conclude il capitolo relativo alla missione ipotizzata per il lavoro di tesi. In quello successivo viene invece presentato l'algoritmo genetico sviluppato per la determinazione delle sequenze ottimali dopo una descrizione teorica del funzionamento di tale classe di algoritmi evolutivi.

## 4. L'ALGORITMO

### 4.1 Introduzione agli algoritmi evolutivi

Nel mondo esistono numerosi problemi molto complessi da risolvere tra cui quello del commesso viaggiatore qui trattato. L'approccio alla loro risoluzione può seguire due vie molto diverse: è possibile sviluppare algoritmi molto efficaci ma estremamente specializzati oppure usarne altri di più generici ma con livelli di efficacia minori. Negli ultimi due decenni però, a partire da ricerche relative all'intelligenza artificiale, sono disponibili alcune tecniche di risoluzione che possono essere raggruppate sotto il nome di *algoritmi evolutivi* (EA). Sono codici di ottimizzazione che eseguono una ricerca stocastica basandosi su concetti derivanti dalla teoria dell'evoluzione. L'idea alla base è che solamente gli individui di una popolazione che soddisfano determinati requisiti possono riprodursi, portando quindi la popolazione nel tempo a convergere verso quelle determinate caratteristiche. Esistono diverse sottoclassi più specializzate di algoritmi evolutivi, ognuna della quali interpreta in maniera diversa la filosofia alla base. Tra queste, la classe degli algoritmi genetici è quella che esibisce in maniera più chiara il processo di selezione naturale nel suo meccanismo di funzionamento. Nella figura sono riportate le diverse sottoclassi di algoritmi evolutivi.

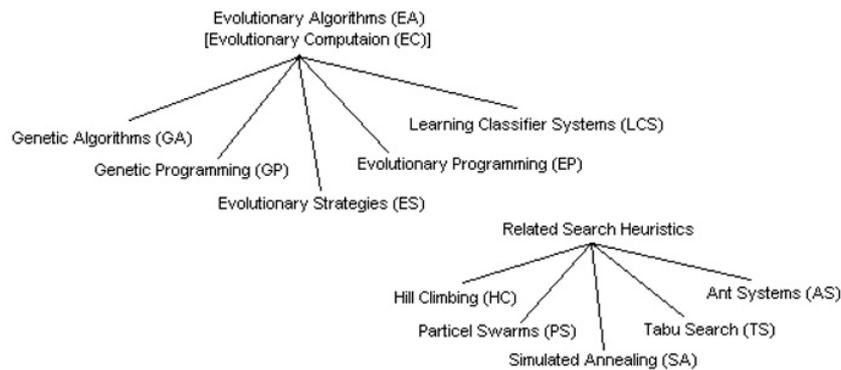


Fig. 4.1: Tipologie di algoritmi evolutivi

## 4.2 Gli algoritmi genetici

Gli algoritmi genetici sono una tecnica evolutiva piuttosto nuova che sfrutta gli operatori di mutazione e *crossover* per risolvere problemi di ottimizzazione sfruttando il concetto di sopravvivenza del più adatto. Furono introdotti per la prima volta negli anni '70 da John Holland e dai suoi colleghi all'università del Michigan. Un algoritmo genetico si ispira ai concetti di base della teoria dell'evoluzione e della genetica tentando di imitare il meccanismo di riproduzione che è osservabile in natura delle specie viventi in un determinato ambiente naturale. Infatti, gli individui più adatti di una determinata popolazione sono quelli che probabilmente avranno la possibilità di sopravvivere e riprodursi, trasmettendo così le proprie caratteristiche alla prole. Di conseguenza quindi, le generazioni successive presenteranno un grado di adattamento maggiore e risulteranno migliori perché nate da genitori sani. La stessa idea può essere applicata ad un problema a partire da una popolazione casuale e progressivamente combinando gli individui più adatti ad ogni generazione per creare nuove popolazioni progressivamente migliori. L'ambiente all'interno del quale vengono ricercate le soluzioni è definito e limitato dagli obiettivi del processo di ottimizzazione e dai vincoli che si sono posti allo spazio delle soluzioni. Questo particolare meccanismo di ricerca permette di trovare soluzioni utili senza dover valutare tutte le diverse combinazioni offerte dallo spazio di ricerca. Ciò si rivela essere particolarmente utile quando il numero di possibili soluzioni è molto grande, come nel caso di questa tesi. Un algoritmo *brute force* infatti, cioè un codice che vaglia ogni possibile soluzione, potrebbe richiedere tempi di calcolo così lunghi da renderlo completamente inutile per la risoluzione di un determinato problema. Va sottolineato come sia possibile creare una vasta gamma di algoritmi genetici non solo scegliendo differenti strategie di *crossover* e mutazione, ma anche gestendo l'equilibrio tra ricerca stocastica ed euristica. Un algoritmo con una forte componente evolutiva tende ad essere più rapido e a raggiungere prima la convergenza ma potrebbe avere problemi a trovare il minimo globale e piuttosto convergere ad un minimo locale. Dando invece un'impronta fortemente randomica al processo di ricerca del codice, si riesce ad avere una migliore esplorazione dello spazio delle soluzioni sacrificando però la rapidità del codice stesso. Il giusto compromesso varia da problema a problema e deve essere deciso effettuando dei test. Gli algoritmi genetici non possono assicurare il raggiungimento di una soluzione ottimale ma piuttosto possono garantire buone soluzioni in un lasso di tempo ragionevole. Possono inoltre essere adattati per la risoluzione di un gran numero di problemi diversi, tra cui il problema del commesso viaggiatore (*TSP*). In tale contesto si desidera trovare, dati un certo numero di nodi, un percorso tale da minimizzare una determinata funzione. Il problema del commesso viaggiatore fa parte dei problemi cosiddetti *NP-hard* ma ha un grande numero di applicazioni concrete.

La struttura generale di un algoritmo genetico è la seguente:

- *Encoding*;
- Valutazione;
- *Crossover*;
- Mutazione;
- *Decoding*;

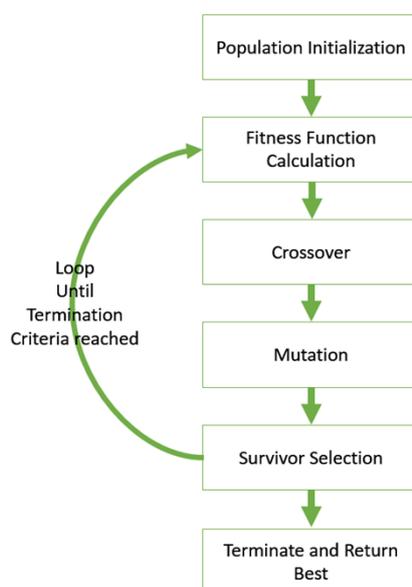


Fig. 4.2: Struttura generale di un algoritmo genetico

La popolazione iniziale può essere scelta con diversi criteri tra cui diverse tecniche euristiche. In questo caso si è scelto di cominciare la ricerca delle soluzioni a partire da un *set* iniziale di elementi completamente casuale.

La fase di *encoding* riguarda la trasformazione delle possibili soluzioni in una forma tale da garantire l'unicità ad ognuna di esse. Nel caso in esame non è necessaria alcuna fase di *encoding* e *decoding* dal momento che le possibili sequenze di detriti sono già in una forma adatta per l'algoritmo genetico.

Nella fase di valutazione si calcola la bontà di ogni soluzione della popolazione in base ad una specifica funzione chiamata *fitness function*, scelta in funzione del problema di ottimizzazione. In questo lavoro si è scelto il *DV* necessario come parametro di valutazione principale e il *DT* come parametro secondario. Infatti, come mostrato più avanti, le soluzioni che richiedono una piccola quantità di combustibile solitamente presentano tempi di missione

---

estremamente lunghi rendendo di fatto inutile quella particolare missione. Il codice quindi, dopo aver valutato il *DV* richiesto, controlla il tempo di missione e qualora superiore ai requisiti richiesti, scarta quella particolare soluzione. Il vincolo sulla durata ha rappresentato il maggior problema per l'implementazione dell'algoritmo genetico poiché ha ridotto drasticamente il numero di soluzioni valide.

La fase di *crossover* interessa la costruzione della popolazione dell'iterazione successiva a partire dagli elementi con il grado di *fitness* più elevato. Qui le metodologie sono molteplici e se ne parlerà in dettaglio nelle sezioni successive.

Infine si giunge alla fase di mutazione; è necessario infatti garantire sempre una certa variabilità all'interno di una popolazione per evitare fenomeni di convergenza prematura oppure casi in cui l'algoritmo resta intrappolato nell'intorno di un minimo locale.

Una volta completato l'intero processo, si sostituisce la popolazione precedente con quella successiva e si ricomincia daccapo. In aggiunta è necessario stabilire quando arrestare l'algoritmo genetico; nel caso qui presentato si è scelto di eseguire tutte le iterazioni senza utilizzare alcun criterio di arresto vero e proprio. Questa scelta è stata fatta perché si è osservato come in certi casi si trovasse la soluzione migliore proprio negli ultimi cicli. In alternativa si può impostare una soglia oltre la quale fermare il calcolo. Questa rappresenta solamente una panoramica generale sul funzionamento degli algoritmi genetici e si rimanda la descrizione dettagliata delle diverse fasi ai prossimi paragrafi. Prima di scendere nei particolari dell'algoritmo effettivamente utilizzato per la risoluzione del problema del commesso viaggiatore, si vogliono descrivere le principali tecniche sfruttate in questa particolare categoria di algoritmi evolutivi.

### 4.3 Inizializzazione

Il processo di inizializzazione è importante poiché definisce le caratteristiche principali dell'algoritmo genetico utilizzato. Come verrà mostrato poi nel capitolo relativo ai risultati, numero di iterazioni e dimensioni della popolazione influenzano fortemente le prestazioni del codice. La scelta di avere un algoritmo rapido permette di impiegare poco tempo per ottenere i risultati ma la probabilità di trovare i valori migliori possibili diminuisce drasticamente. Allo stesso modo la scelta conservativa di aumentare eccessivamente individui e/o le iterazioni potrebbe rendere il codice eccessivamente lento senza guadagnarne più di tanto in precisione. Se ne deduce come la fase di messa a punto dei parametri sia fondamentale.

Inoltre nella fase di inizializzazione si provvedono a definire eventuali verifiche dei dati in ingresso per valutarne la correttezza e in aggiunta si imposta anche l'accesso ai dati provenienti da eventuali *files* esterni (come in questo caso), poi ripartiti nelle diverse matrici.

In alcuni algoritmi genetici si può scegliere di eseguire un *encoding* dei dati per lavorare poi più facilmente ma come già spiegato prima, in questo caso si è scelto di mantenere i dati nella forma nativa poiché già funzionale allo scopo.

Bisogna anche definire tutte le variabili necessari ai calcoli, ad esempio:

- Parametri gravitazionali della Terra;
- Grandezze adimensionali (tempi, velocità e costi);
- Limiti di missione.

Infine è necessario creare le matrici iniziali (prima popolazione e matrici di allocazione), impostare i valori iniziali delle variabili ausiliarie e dei contatori e l'impostazione del ciclo principale.

Di seguito si procede alla presentazione delle fasi successive di un algoritmo genetico.

#### 4.4 Selezione

La selezione, come accennato precedentemente, è il primo operatore che entra in gioco in un algoritmo genetico. In ingresso riceve la popolazione della generazione corrente mentre in uscita seleziona una sorta di gruppo intermedio poi utilizzato nella fase di *crossover*. Una delle tecniche più utilizzate per la selezione sulla base della *fitness* è quella standard: il codice seleziona in maniera stocastica un cromosoma, seguendo una distribuzione proporzionale alla *fitness*, in modo tale da permettere soprattutto agli elementi migliori di venire selezionati. A questo scopo si implementa una *roulette* virtuale che opera nel modo seguente: si genera un vettore di dimensione pari al numero di cromosomi che si vogliono utilizzare come base per il *crossover*, dove il primo elemento contiene il valore della *fitness* del primo elemento della popolazione mentre un generico individuo contiene la somma delle *fitness* degli elementi precedenti a cui viene poi aggiunta la propria. Se normalizzata ad un valore unitario, si trova che ogni elemento del vettore risulta essere minore o al più uguale a uno. Questo fa sì che elementi con un valore di *fitness* più elevato abbiano una maggiore probabilità di essere scelti. Bisogna notare come il processo di selezione non deve impedire a priori la selezione degli elementi peggiori ma semplicemente privilegiare quelli più promettenti; si evita così una prematura convergenza ad un minimo locale. Tutti i meccanismi di selezione si basano sul principio di fondo di sopravvivenza del più adatto. Soluzioni migliori hanno più possibilità di trasmettere le proprie informazioni attraverso il *crossover*. Si possono identificare tre diverse opzioni per la selezione standard, piuttosto simili nell'idea ma la cui scelta porta a vantaggi e svantaggi diversi e sono:

- *Tournament selection*;
- *Rank-based roulette wheel selection*;
- *Best only selection*

Nelle pagine seguenti vengono presentati i diversi metodi cercando di mettere in luce i vantaggi e gli svantaggi che possono nascere durante il funzionamento dell'algoritmo genetico.

#### 4.4.1 Tournament selection

Questa tipologia di selezione è una delle più popolari poiché semplice da implementare e piuttosto efficiente. Nella selezione a torneo si scelgono casualmente  $n$  elementi dalla popolazione che vengono successivamente fatti competere gli uni contro gli altri; il cromosoma vincitore viene scelto per il *crossover*. Il numero di sfidanti può variare ma solitamente si utilizza un torneo di tipo binario con solamente due partecipanti. Se fatto in questo modo, il processo di selezione permette di mantenere la diversità tra gli elementi selezionati e soprattutto ogni individuo è scelto senza avvantaggiare i migliori. Altri vantaggi sono la velocità dal punto di vista computazionale, una bassa probabilità che elementi dominanti possano monopolizzare il gruppo di selezionati e infine nessuna necessità di ordinamento della *fitness* o di doverla normalizzare in qualche modo.

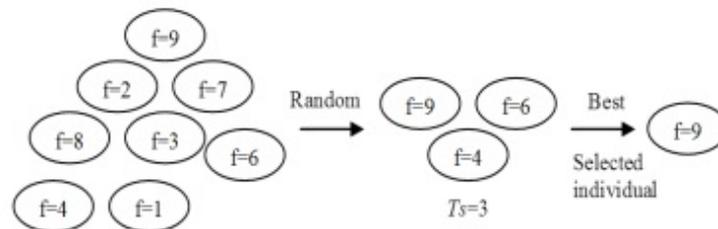


Fig. 4.3: Meccanismo della selezione a torneo

#### 4.4.2 Proportional roulette wheel selection

Nella selezione con roulette proporzionale gli individui vengono scelti con una probabilità che è direttamente proporzionale al proprio valore di *fitness* e quindi è possibile pensare ad una roulette dove il numero di volte che ogni cromosoma compare è legato a quanto è alto il valore della sua *fitness*. Ciò comporta ovviamente che ad elementi con un livello di *fitness* particolarmente alto rispetto agli altri spettino porzioni maggiori della roulette. Cromosomi invece non particolarmente buoni hanno una bassa probabilità di essere scelti. Quando la ruota è fatta girare, tenderà a fermarsi con buona probabilità con il puntatore diretto verso uno degli individui con la *fitness* più elevata. Il processo va ripetuto tante volte quanti elementi si desidera utilizzare per il *crossover*. Come per la selezione a torneo, anche qui vale il principio di sopravvivenza del più adatto.

La probabilità di essere scelti si può calcolare con la formula seguente:

$$p_i = \frac{f_i}{\sum_{j=1}^n f_j} \quad (4.1)$$

dove le  $f$  sono i rispettivi valori di *fitness* di ogni elemento. Il principale vantaggio della selezione proporzionale è relativo al fatto di non scartare nessun elemento della popolazione e di dare quindi a ciascuno la possibilità di essere selezionato. Come nel caso precedente quindi, è preservata la diversità tra i candidati. Però questa volta, ci sono anche alcune problematiche importanti: per esempio la presenza di elementi con *fitness* molto elevata rispetto agli altri può causare una prematura convergenza del codice. Questo fenomeno potrebbe accadere specialmente nelle prime iterazioni dove è presumibile trovare individui con *fitness* molto variabile e con pericolo di avere scarsa variabilità nelle iterazioni successive. Ciò comporta una perdita da parte dell'algoritmo genetico della capacità di esplorare nuove soluzioni e di sfuggire da eventuali punti di minimo locale. Una situazione dove gli individui posseggono valori di *fitness* comparabile tra loro dà origine a problemi; infatti dalla composizione della roulette derivano probabilità di essere scelti più o meno equivalenti e quindi nuovamente il codice non è più in grado di muoversi efficacemente verso la soluzione di minimo globale. Nel caso si voglia comunque utilizzare questo metodo è necessario prendere alcune precauzioni per sbloccare l'algoritmo in caso di soluzione bloccata dopo  $N$  passaggi. In alternativa si può utilizzare la selezione a torneo presentata sopra o meccanismi di selezione basati sul rango che è possibile trovare nei prossimi paragrafi.

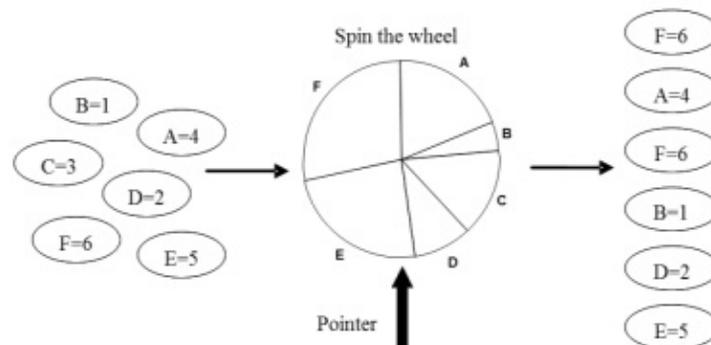


Fig. 4.4: Meccanismo della selezione con roulette proporzionale

#### 4.4.3 Rank-based roulette wheel selection

La roulette basata sul rango è un processo di selezione basato su di una graduatoria della *fitness* relativa all'intera popolazione. Per prima cosa si ordinano gli individui e poi si calcola la probabilità di selezione basandosi sulla posizione in classifica piuttosto che sul valore della *fitness*. Questo tipo di processo permette di mantenere una certa pressione sulla ricerca evolutiva introducendo un livello uniforme di *scaling* e inoltre non è messo in crisi da cromosomi con valori di *fitness* particolarmente elevati rispetto agli altri. L'ordinamento può seguire una legge lineare oppure non lineare ma dal punto di vista del funzionamento l'idea di fondo rimane la stessa mentre il livello di performance può variare a seconda della legge utilizzata. Per una selezione di tipo lineare, la propensione del codice può essere controllata per mezzo della pressione di selezione  $SP$ , con valori compresi  $2 \geq SP \geq 1$ . Se considero gli  $n$  elementi della popolazione, con  $Pos$  la posizione di ciascun elemento tale che il peggiore si trovi in prima posizione e il migliore in ultima (ordinamento decrescente), si può calcolare il rango con la seguente formula:

$$Rank(Pos) = 2 - SP + \left( 2(SP - 1) \frac{(Pos - 1)}{(n - 1)} \right) \quad (4.2)$$

Utilizzando questo meccanismo di selezione è possibile evitare una convergenza prematura del codice e di dover scalare opportunamente i valori della *fitness*. Una volta che sono stati assegnate le probabilità ai vari individui, si frutta nuovamente il meccanismo della roulette per selezione i candidati al *crossover*. La convergenza prematura viene evitata limitando l'importanza degli elementi estremamente superiori in termini di *fitness* assegnando loro sempre la stessa probabilità di essere selezionati senza riguardo per l'effettivo valore numerico.

Dal momento che le probabilità di essere scelti sono distribuite in maniera più uniforme la velocità di convergenza è sicuramente minore rispetto ad una roulette proporzionale poiché i vari cromosomi non differiscono molto gli uni dagli altri. Come si può osservare dal confronto tra le due immagini,

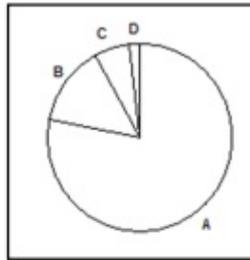


Fig. 4.5: Selezione con roulette proporzionale

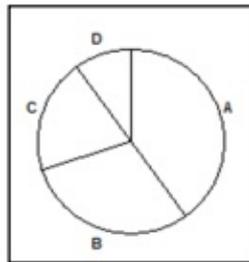


Fig. 4.6: Selezione con roulette basata sul rango

a parità di valori di *fitness* tra gli elementi della popolazione, la selezione proporzionale vede una maggiore disparità tra le porzioni della roulette assegnate ai migliori cromosomi rispetto ai peggiori. L'elemento D per esempio, non ha quasi nessuna possibilità di essere selezionato con il primo metodo, mentre con il secondo sistema la sua probabilità è più elevata.

#### 4.4.4 Best only selection

A differenza dei metodi precedenti che si basano su meccanismi probabilistici, questo tipo di selezione è il più drastico. La popolazione finale contiene solo il miglior cromosoma ripetuto tante volte quanta è la preferenza dell'utente. In questo caso non si sottopongono gli individui a *crossover* ma li si promuove direttamente alla fase di mutazione. Questa scelta porta l'algoritmo genetico a esasperare il suo funzionamento trasformandolo in una ricerca locale randomizzata.

### 4.5 Crossover

Il *crossover*, come già anticipato precedentemente, è il meccanismo con il quale si creano gli individui per la successiva iterazione a partire dai vincitori del processo di selezione. Per chiarezza viene utilizzato il termine *genitore* per i cromosomi in input e *figli* per i cromosomi in output. Il *crossover*, per essere efficace, deve permettere il trasferimento del materiale genetico promettente ed effettuare un rimescolamento per ottenere in futuro soluzioni ancora migliori. Esistono molti metodi per tale processo e, dal momento che il codice usato è di tipo combinatorio, vengono proposte le principali tecniche in questo ambito. In particolare si sono prese in considerazione quelle più utilizzate per la risoluzione del problema del commesso viaggiatore.

#### 4.5.1 Single Point crossover

Questa è la tecnica più semplice possibile; si comincia selezionando casualmente un elemento (o gene) di un genitore e lo si posiziona in una nuova posizione, sempre casuale, nel figlio. In seguito si inseriscono gli elementi restanti del genitore nello stesso ordine in cui comparivano prima. Di seguito è riportato un esempio.

```
genitore  5 2 1 4 6 3
figlio    5 2 4 6 1 3
```

Fig. 4.7: Single point crossover

#### 4.5.2 City Centered crossover

Questa tipologia di *crossover* si basa non tanto sulla scelta di un indice casuale, quanto sulla scelta di un *debris*. Grazie a questa scelta i figli ereditano la stessa sequenza di detriti precedenti a quello selezionato. Per prima cosa si sceglie un gene e lo si va a cercare all'interno dei genitori; a questo punto si ricopiano i geni fino a quello selezionato. Infine si completa il processo completando la permutazione attraverso un riempimento incrociato (geni del padre nella figlia e geni della madre nel figlio) cercando sempre di mantenere l'ordine invariato.

```
padre      5 2 1 4 6 3      madre  1 3 2 4 6 5
figlio     5 2 1 3 4 6      figlia 1 3 2 5 4 6
```

Fig. 4.8: City Centered crossover

4.5.3 *Ordered crossover*

A volte può essere utile cercare di trasmettere un certo blocco di informazioni potenzialmente valido alle generazioni successive; si può dunque utilizzare questa strategia; si scelgono casualmente due indici e si vanno a ricopiare gli elementi compresi tra i due indici nei cromosomi figli. A questo punto si completano nuovamente i cromosomi con un riempimento incrociato cercando di mantenere l'ordine invariato.

<b>padre</b>	<b>5 2 1 4 6 3</b>	<b>madre</b>	<b>1 3 2 4 6 5</b>
<b>figlio</b>	<b>3 2 1 4 6 5</b>	<b>figlia</b>	<b>5 1 2 4 6 3</b>

Fig. 4.9: Ordered crossover

4.5.4 *Order Based crossover*

Il funzionamento di questa tecnica si basa sul trasferimento di sotto-sequenze di geni che possano contenere delle buone informazioni. Per prima cosa si scelgono un certo numero di indici nella madre e si marcano i vertici del padre corrispondenti. Si copiano poi nel figlio gli elementi del padre che non sono stati cancellati e infine si riportano anche gli elementi segnati della madre, possibilmente nello stesso ordine.

<b>padre</b>	<b>5 2 1 4 6 3</b>	<b>madre</b>	<b>1 3 2 4 6 5</b>
<b>figlio</b>	<b>3 2 1 4 6 5</b>		

Fig. 4.10: Order Based crossover

4.5.5 *Partially Mapped crossover (PMX)*

Questa tipologia di *crossover* è decisamente più complesso ed elaborato rispetto alle tecniche viste prima ma offre prestazioni decisamente migliori. Un aspetto negativo però, come verrà spiegato successivamente, è l'essere più lento rispetto ad altre soluzioni. Il funzionamento è il seguente:

- 1 si seleziona un gruppo di geni dal genitore 1 e lo si copia direttamente nel figlio;
- 2 si selezionano, nelle stesse posizioni del genitore 1, i geni del genitore 2 che non siano ancora stati scelti;

Per ognuno di questi valori:

- i si memorizza la posizione del gene nel genitore 2. Si va allora a cercare il gene, nella stessa posizione, nel genitore 1;
  - ii si localizza questo stesso valore nel genitore 2;
  - iii se l'indice di questo gene nel genitore 2 è parte della selezione fatta nel punto 1, si torna al punto *i* utilizzando questo valore;
  - iv se l'indice non fa parte della selezione fatta nel punto 1, si inserisce il gene nel figlio in questa stessa posizione
- 3 si riempiono le posizioni ancora libere nel figlio con i restanti elementi del genitore 2.

La maggiore laboriosità dal punto di vista computazionale è possibile identificarla già nel numero di passaggi. Dal momento che il rimescolamento del patrimonio genetico dei genitori è più complesso, la convergenza è rallentata ma va però detto come si possa evitare una prematura saturazione della popolazione. Il miglioramento è tangibile soprattutto utilizzando le versioni finali del codice con matrici più grandi e la discriminante temporale attiva.

```
Parent 1: 8 4 7 3 6 2 5 1 9 0
Parent 2: 0 1 2 3 4 5 6 7 8 9
Child 1:  _ _ _ 3 6 2 5 1  _ _
```

Fig. 4.11: PMX crossover

```
Parent 1: 8 4 7 3 6 2 5 1 9 0
Parent 2: 0 1 2 3 4 5 6 7 8 9
Child 1:  0 7 4 3 6 2 5 1 8 9
```

Fig. 4.12: PMX crossover

Con il metodo precedente si conclude la panoramica sugli operatori di *crossover*. Nella prossime pagine ci si focalizza sull'ultimo passo dell'algoritmo genetico: la mutazione.

## 4.6 Mutazione

Come già accennato nell'introduzione, l'operatore di mutazione permette di mantenere un certo grado di diversità all'interno della popolazione. Il *crossover* infatti, per quanto possa funzionare correttamente e garantire un elevato grado di rimescolamento all'interno delle matrici, non può impedire una progressiva omogeneizzazione dei vettori. Nelle fasi avanzate è infatti probabile che un piccolo gruppo di individui posseda valori di fitness molto elevati e domini nella fase di selezione. La mutazione quindi è incaricata di inserire ad ogni iterazione elementi completamente nuovi i cui geni possano, una volta ricombinati, portare alla costruzione di individui ancora migliori. Anche in questo caso sono disponibili molteplici strategie.

### 4.6.1 Simple swap

Questo tipo di mutazione semplicemente seleziona due indici del cromosoma in ingresso (in maniera stocastica) e scambia i geni da loro indicati. Di seguito viene mostrato un esempio:

<b>padre</b>	<b>5</b>	<b>2</b>	<b>1</b>	<b>4</b>	<b>6</b>	<b>3</b>
<b>figlio</b>	<b>3</b>	<b>6</b>	<b>1</b>	<b>4</b>	<b>2</b>	<b>5</b>

Fig. 4.13: Simple swap mutation

### 4.6.2 Simple Move

In questo secondo caso invece la mutazione sceglie due indici del vettore in ingresso. Il primo numero indica la posizione dell'informazione da spostare mentre il secondo indica la posizione in cui dovrà essere spostata. Infine non resta che far scalare gli elementi compresi tra i due indici, nel modo seguente:

<b>padre</b>	<b>5</b>	<b>2</b>	<b>1</b>	<b>4</b>	<b>6</b>	<b>3</b>
<b>figlio</b>	<b>5</b>	<b>2</b>	<b>4</b>	<b>6</b>	<b>1</b>	<b>3</b>

Fig. 4.14: Simple move mutation

### 4.6.3 Scramble

Nuovamente si scelgono due indici a caso e gli elementi compresi tra i due estremi indicati vengono permutati casualmente.

Nel caso i valori scelti fossero 0 e 3, si otterrebbe:

```
padre    5 2 1 4 6 3
figlio   2 5 4 1 6 3
```

Fig. 4.15: Scramble mutation

#### 4.6.4 Sub-Tour Inversion

Anche in questo caso vengono estratti a sorte due indici e successivamente vengono invertiti gli elementi compresi tra i due estremi selezionati. Se si scelgono per esempio 1 e 5 si avrà:

```
padre    5 2 1 4 6 3
figlio   5 3 6 4 1 2
```

Fig. 4.16: Sub-Tour Inversion

#### 4.6.5 Swap Blocks

Allo stesso modo di prima si scelgono due indici che determinano una divisione del cromosoma in tre differenti sezioni. La prima e la terza vengono dunque invertite mantenendo invece la seconda nella posizione originale. Una mutazione di questo genere tende a mantenere intatti eventuali raggruppamenti di geni con buone caratteristiche di *fitness*, cosa che potrebbe poi aiutare il codice a costruire elementi migliori nell'iterazione successiva. Si ottiene quindi:

```
padre    A | B | C
figlio   C | B | A
```

Fig. 4.17: Swap Blocks mutation

## 4.7 Il codice

### 4.7.1 Caricamento dati

La prima fase di scrittura dell'algoritmo genetico consiste nell'apertura dei *files* contenenti le informazioni relative ai diversi stadi *Kosmos 3M* e nell'immagazzinamento delle suddette informazioni all'interno di vettori e matrici. Per prima cosa vengono caricati i *files* di testo `kosmos.txt` e `sequences.txt` dove il primo contiene la matrice delle distanze tra tutti i detriti (24025 righe) mentre il secondo memorizza al suo interno le sequenze migliori precedentemente trovate in altre *run* del codice; ciò si rende particolarmente necessario dal momento che spesso le sequenze differiscono tra loro anche solo per un'inversione di elementi. Successivamente vengono estratte eventuali sequenze ripetute e memorizzate una volta sola nella matrice `uniqueSequences`. In `timeneed` le sequenze sono ordinate privilegiando il tempo impiegato per il completamento della missione (vera discriminante del problema) e di seguito vengono memorizzate le seguenti informazioni:

- Identificativo di arrivo;
- Identificativo di partenza;
- $\Delta V$  richiesto;
- Momento ideale per il trasferimento;
- Parametro necessario per il calcolo del periodo di attesa prima di avere un nuovo allineamento delle orbite;

Infine vengono impostate altre variabili di supporto per il codice e per l'analisi dei risultati al termine della *run*.

### 4.7.2 Adimensionalizzazione delle variabili

Prima di procedere con i calcoli bisogna trasformare i parametri di missione in parametri adimensionali: `time_service` è il tempo necessario in secondi per il *chaser* per installare il dispositivo per il *deorbit* sul detrito spaziale mentre `mission_timemax` è il tempo massimo per la missione; quest'ultima variabile è fondamentale perché rappresenta la discriminante per l'accettazione di una determinata sequenza. Per il calcolo di un tempo di riferimento (assoluto, di servizio e massimo) vanno inseriti anche i parametri orbitali della Terra mentre in `dvneed` sono immagazzinate le sequenze ordinate per costo di combustibile.

### 4.7.3 Sanity checks

A causa del grande numero di variabili necessarie al funzionamento del codice, si è preferito inserire alcune verifiche sui dati inseriti in modo tale da evitare la propagazione di eventuali errori. Per fare ciò sono stati implementati alcuni *flag* organizzati nella struttura `defaultConfig` che controllano il corretto inserimento dei dati necessari e che il numero di iterazioni e di elementi nella popolazione siano compatibili.

### 4.7.4 Ciclo principale

Il ciclo principale è il cuore dell'algoritmo genetico a cui si è poi aggiunto un ulteriore *loop* esterno al fine di ripetere il processo un certo numero di volte per valutare la bontà del codice.

Si è indicato con `numeroProve` il numero di *run* da compiere e, ad ogni ciclo, viene effettuato un ripristino delle condizioni iniziali. Per ogni nuova prova, la prima popolazione (`pop`) è generata casualmente.

Bisogna anche azzerare i seguenti vettori:

- `totalDist` contiene tutti i costi di combustibile trovati ad ogni iterazione;
- `totalTime` come `totalDist` contiene tutte le durate della missione trovate;
- `distHistory` e `timeHistory` contengono i valori migliori ad ogni iterazione;
- `newPop` è una variabile di trasferimento nella quale si immagazzina la popolazione creata in seguito alla fase di *crossover* e *mutazione*;
- `globalMin`, `globalMinTime` e `route_time` contengono i valori migliori trovati.

Per concludere la disamina dei parametri, il contatore `stuckCounter` è particolarmente importante: viene infatti incrementato di uno ogni volta che un'iterazione non migliora il minimo globale di quella precedente. Raggiunto un certo valore, forza l'immissione di elementi casuali all'interno della popolazione per evitare la convergenza prematura dell'algoritmo.

Il processo iterativo comincia con il calcolo del costo necessario di ogni sequenza immagazzinata nella popolazione. Per il calcolo è stata introdotta una funzione apposita il cui nome è `EvaluatePath`. Una volta calcolati i costi si vanno a valutare gli elementi vincitori che sono opportunamente immagazzinati nelle variabili già introdotte prima.

A questo punto si calcola il tempo richiesto dalla missione; partendo dal valore zero, si aggiunge il primo periodo di *servicing* e successivamente si va a valutare il tempo di attesa per il riallineamento delle orbite. Dal momento che nel *file kosmos.txt* sono presenti alcuni infiniti, che Matlab non riesce a leggere correttamente, questi vengono trasformati in valori molto grandi. Stessa cosa viene fatta per i tempi.

Si procede poi con il calcolo del costo complessivo di ciascuna soluzione ed è qui che assume importanza la discriminante temporale dal momento che, qualora il tempo necessario al completamento sia superiore a quello massimo consentito (300 giorni), si forza un valore arbitrario del costo di missione molto elevato. Inizialmente si è pensato di attribuire solamente un unico valore (1000 per esempio) ma questo porta l'algoritmo a bloccarsi facilmente; nelle prime iterazioni infatti, è frequente avere popolazioni interamente composte da individui non adatti e quindi attribuire un unico valore rende il codice incapace di valutare la *fitness* degli elementi.

Una volta calcolati costo e tempo impiegato, comincia la fase di valutazione della popolazione: si attribuisce ad ogni individuo un valore di *fitness* sfruttando un particolare algoritmo conosciuto come *Bubble Sorting*. In seguito, mediante l'implementazione di una roulette, si estraggono un certo numero di elementi da promuovere alla popolazione successiva. Risulta ovvio che tendenzialmente hanno più probabilità di passare gli individui migliori. Può però capitare che due individui abbiano lo stesso costo (soprattutto se con un tempo di missione superiore a quello massimo) e quindi sia necessario scegliere il tempo come seconda variabile discriminante per l'ordinamento. Per la realizzazione della *roulette* si procede nel modo seguente: si effettua una somma cumulativa delle *fitness* individuali in *accumulation* che poi è successivamente moltiplicata per un numero ( $p$ ) estratto casualmente. Il primo individuo con valore cumulativo maggiore di  $p$  viene selezionato e passa alla fase successiva.

La roulette viene utilizzata per la selezione degli elementi destinati al *crossover* mediante tecnica PMX. Il contributo al riempimento della matrice *newPop* con tale metodo è del 60% del numero degli individui totali. Gli individui restanti vengono costruiti nella fase di *crossover* sfruttando la tecnica *Double Point crossover* e il principio di elitismo.

Bisogna però fa notare un fatto importante: qualsiasi meccanismo di *crossover* tra quelli presentati non è dotato di alcun sistema di sicurezza che impedisca un'eventuale ripetizione dello stesso gene all'interno di un individuo. Qualora ciò avvenga, il valore della propria *fitness* ne risulterebbe influenzato; in particolare se i geni ripetuti si trovano adiacenti il costo calcolato del trasferimento è ovviamente nullo. Di conseguenza tale vettore tende a passare alle iterazioni successive perché virtualmente composto di quattro soli geni.

Nell'eventualità invece che i geni ripetuti non siano adiacenti, ciò non è comunque accettabile perché dal punto di vista della missione non ha alcun senso; significa infatti effettuare una manovra di trasferimento per tornare ad un detrito già rimosso in precedenza. Al fine dunque di impedire tutto questo è necessario scrivere una funzione in grado di riparare eventuali geni danneggiati.

Si è chiamata la funzione `ChromosomeHealing` e riceve in ingresso il vettore danneggiato della matrice `child1` e un contatore che indica quanti elementi unici sono presenti all'interno.

Tale funzione si occupa di riconoscere quale gene è ripetuto (viene sostituito sempre il secondo da sinistra verso destra) e di sostituirlo con un altro valore numerico tra 1 e 155 scelto casualmente. Una volta riparato il cromosoma, questo viene inserito nuovamente nel vettore `child1`. Il procedimento è necessario per tutte le tipologie di *crossover*.

Per quanto riguarda l'*elitismo*, esso si traduce nella promozione diretta senza apportare alcuna modifica, dei migliori elementi di una popolazione a quella successiva. Nel caso di 1000 individui, vengono scelti unicamente i 50 migliori. Il numero ovviamente varia a seconda delle dimensioni della popolazione ma si è cercato di mantenere le proporzioni invariate poiché particolarmente efficaci.

Si procede poi con il riempimento di `newPop` mediante *Double Point crossover*; tale tecnica è molto simile a quella presentata nella sezione precedente con il nome di *Ordered crossover* e il suo contributo è del 10%. Appare evidente come ci sia una sproporzione con il meccanismo precedente ma ciò è dovuto alla maggiore capacità del PMX di rimescolare gli individui; dare troppa importanza al *Double Point crossover* provoca infatti un calo delle prestazioni dell'algoritmo per quanto riguarda la convergenza prematura.

Per il riempimento degli elementi restanti si sono provate due strategie alternative: la prima che consiste nell'utilizzo degli strumenti di mutazione della sezione precedente mentre la seconda si traduce nell'introdurre in `newPop` vettori completamente casuali. Dal punto di vista prestazionale si può verificare che il secondo metodo è il più adatto per questo problema. L'esplorazione dell'enorme numero di possibili combinazioni beneficia fortemente della fornitura al codice di vettori scelti in maniera stocastica. Dal momento che si tratta di un algoritmo genetico ci si limita al 25% di individui casuali ad ogni ciclo. Aumentarne troppo la quantità rende il codice più simile ad un algoritmo *brute force*.

---

Restano da spiegare un paio di accorgimenti ulteriori per impedire la convergenza prematura e garantire una migliore esplorazione dello spazio delle soluzioni. La prima è quella di effettuare periodicamente (in questo caso ogni 100 iterazioni circa) un *reset* della popolazione introducendo una grande quantità di nuovi individui completamente casuali preservando solamente i migliori due delle iterazioni precedenti. Tale meccanismo permette di migliorare notevolmente le prestazioni dell'algoritmo genetico.

Il secondo accorgimento invece, già menzionato nelle pagine precedenti, è istituire un contatore (`stuckCounter`) che, raggiunto un certo valore, innesca un ulteriore *reset* della matrice `pop` salvando solamente l'individuo migliore. Ciò impedisce al codice di restare bloccato per troppe iterazioni ad un certo valore minimo.

Con quanto presentato sopra si conclude la descrizione dell'algoritmo genetico utilizzato per il lavoro di tesi. Non sono state incluse le istruzioni per l'analisi dei dati in quanto superflue e non direttamente collegate a quanto spiegato. Nel capitolo successivo si provvede a presentare i risultati ottenuti sia dal punto di vista delle migliori sequenze trovate e del relativo costo sia per quanto riguarda lo studio delle prestazioni dell'algoritmo genetico.

## 5. ANALISI DEI RISULTATI

### 5.1 Analisi risultati algoritmo genetico

In questa prima parte relativa all'analisi dei dati si presentano i risultati dell'algoritmo genetico introdotto nel capitolo precedente. La ricerca di possibili soluzioni della variante del problema del commesso viaggiatore ha prodotto 229 combinazioni possibili che rientrano all'interno dei vincoli. Inoltre, fatto molto importante, si è riusciti a trovare la soluzione che rappresenta il minimo globale del problema e che quindi comporta la richiesta minima in termini di combustibile. I parametri utilizzati sono stati i seguenti:

$$T_{servizio} = 20 \text{ giorni} \quad (5.1)$$

$$T_{missione,max} = 300 \text{ giorni} \quad (5.2)$$

$$\mu = 398600.4415 \frac{km^3}{s^2} \quad (5.3)$$

$$R = 6378.1363 \text{ km} \quad (5.4)$$

$$V_{ref} = \sqrt{\frac{\mu}{R}} = 7.9053 \frac{km}{s} \quad (5.5)$$

$$T_{ref} = \frac{R}{V_{ref}} = 806.8177 \text{ s} \quad (5.6)$$

$$T_{serv,ref} = \frac{T_{servizio}}{T_{ref}} = \frac{20 * 86400}{806.8177} = 2141.7477 \quad (5.7)$$

$$T_{mission,timemax,ref} = \frac{T_{missione,max}}{T_{ref}} = \frac{300 * 86400}{806.8177} = 32126.2163 \quad (5.8)$$

I parametri qui riportati vengono calcolati all'inizio di ogni *run* del codice e hanno il compito di rendere adimensionali i calcoli in modo tale da adattarsi ai file in *input*. Per facilitare la lettura si sono poi riconvertiti in grandezze dimensionali. Nella pagina seguente viene riportata la distribuzione delle combinazioni valide all'interno dello spazio delle soluzioni.

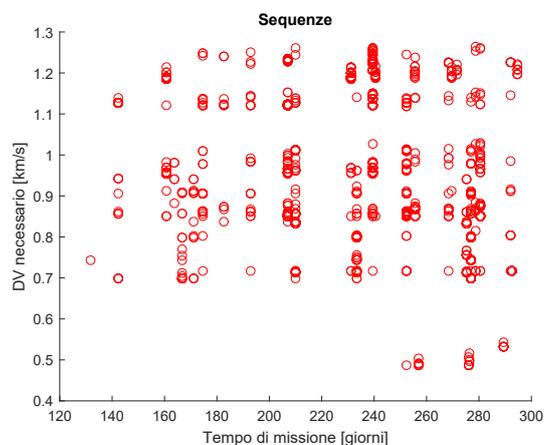


Fig. 5.1: Distribuzione soluzioni

Ogni cerchio rosso identifica una particolare sequenza di bersagli per una data missione. Si può notare come non esistano soluzioni possibili con durate inferiori a circa 130 giorni mentre una discreta quantità di esse si ammassa all'interno degli ultimi 30 giorni utili. Le soluzioni desiderabili sono visibili nell'angolo in basso a destra: a queste corrispondono infatti richieste contenute in termini di  $\Delta V$ . Si vuole far notare come il loro posizionamento nel grafico spieghi le difficoltà dell'algoritmo genetico a trovarle: soluzioni di questo tipo infatti sono rare e circoscritte ad un numero molto esiguo di individui. Dal punto di vista del calcolo è infatti difficile costruire tali sequenze poiché gli individui coinvolti sono pochi e sempre gli stessi ma ordinati in differenti modi. Come poi verrà approfondito nella sezione riguardante le prestazioni del codice, i migliori risultati in questo senso si sono ottenuti con popolazioni ampie, favorendo quindi una maggiore esplorazione dello spazio delle soluzioni. Nel caso si preferisse scegliere una missione con durata molto inferiore al limite, è comunque possibile trovarne di valide con tempi al di sotto dei 200 giorni e  $\Delta V$  compresi tra i 700  $m/s$  e i 1000  $m/s$ . Il gruppo di soluzioni posto più in alto contiene invece missioni non particolarmente favorevoli sia per quanto riguarda la durata che per i consumi di combustibile. Infine è possibile notare un certo allineamento verticale con una spaziatura di circa una ventina di giorni; questo è infatti il tempo di servizio presso ogni detrito imposto dalle caratteristiche della missione. Nella pagina seguente vengono riportati in tabelle le migliori dieci sequenze per quanto riguarda la minimizzazione del consumo di combustibile e del tempo di missione.

## 5.1.1 Risultati migliori

Migliori sequenze per $\Delta V$ minimo							
Posizione	$\Delta V$ [km/s]	$\Delta T$ [giorni]	1	2	3	4	5
1	0.4870	276.9384	94	32	71	42	9
2	0.4909	256.9440	32	94	102	42	132
3	0.4965	276.3670	94	32	71	42	48
4	0.5004	276.3670	32	94	102	42	48
5	0.5036	256.9440	94	32	71	42	132
6	0.5067	276.0848	71	94	102	42	9
7	0.5162	276.3670	71	94	102	42	48
8	0.5320	289.3918	54	148	42	128	94
9	0.5431	289.3618	148	54	42	128	94
10	0.6988	166.7161	7	2	60	3	93

Nella tabella qui riportata è possibile vedere le dieci migliori sequenze che si è stati capaci di trovare in termini di consumo di combustibile e come già spiegato relativamente al grafico riguardante la distribuzione dei risultati, i risultati migliori sono confinati ad una ristretta serie di combinazioni di individui. Al fine di consumare meno propellente possibile, è necessario sacrificare il tempo di esecuzione della missione; si può infatti notare come la durata di quasi tutte le missioni sia piuttosto vicina al limite massimo imposto. Fa eccezione l'ultima sequenza trovata che potrebbe rappresentare un buon compromesso tra costo e rapidità dal momento che, a fronte di un consumo superiore del 30%, rende possibile accorciare la missione di circa tre mesi. Questo fatto potrebbe però ridurre la richiesta del propellente necessario per il controllo di assetto del velivolo e in definitiva incidere di meno sul *mass budget* rispetto a quanto potrebbe apparire a prima vista. Inoltre si fa notare come proprio questa particolare soluzione sia la prima appartenente al secondo blocco di sequenze del grafico precedentemente visto. Se si va a osservare i detriti coinvolti, è possibile osservare come siano completamente differenti rispetto a quelli presenti nelle prime nove. Di seguito invece si riportano i risultati migliori ottenuti in termini di durata di missione. Se si confrontano tra loro il gruppo che minimizza il combustibile necessario e quello che minimizza il tempo di volo è facile notare come non ci siano praticamente elementi in comune.

Migliori sequenze per $\Delta T$ minimo							
Posizione	$\Delta T$ [giorni]	$\Delta V$ [km/s]	1	2	3	4	5
1	131.7698	0.7431	151	7	2	60	3
2	142.3481	0.6988	7	133	60	2	93
3	142.3481	0.9423	7	133	60	151	93
4	142.3481	1.1273	151	133	60	2	93
5	160.7058	1.1858	26	1	50	133	49
6	160.7058	0.9692	26	1	76	133	49
7	160.7058	0.9550	26	1	84	133	49
8	160.7058	1.1898	50	1	76	133	49
9	163.7350	0.8822	133	7	2	151	93
10	163.7350	0.9811	133	60	2	93	151

Le missioni più rapide che si è stati in grado di trovare prevedono tempi di volo compresi tra i quattro e i sei mesi. I consumi di combustibile aumentano sensibilmente rispetto a prima e l'unica sequenza in grado di competere con i migliori risultati della tabella precedente è quella in seconda posizione. Il  $\Delta V$  è infatti uguale alla missione di cui si è parlato prima mentre il risparmio in termini di tempo si attesta intorno alle tre settimane. Missioni così rapide hanno però il vantaggio di poter permettere una loro eventuale estensione senza sforare il limite dei 300 giorni a patto ovviamente di aumentare la disponibilità di combustibile del velivolo *chaser*. Anche in questo caso è possibile notare come i detriti coinvolti siano generalmente sempre gli stessi e le sequenze siano tendenzialmente permutazioni di pochi individui. Affinché si abbiano tempi di missioni uguali, è sufficiente che i primi e gli ultimi elementi della sequenza siano gli stessi.

### 5.1.2 Risultati meno favorevoli

Per completezza si sono voluti includere anche i risultati peggiori trovati in termini di consumo di combustibile e di durata della missione. Per risultato peggiore si intendono sequenze che rientrano a pieno titolo all'interno del vincolo di tempo massimo impiegato ma le cui caratteristiche le rendono facilmente scartabili. Graficamente si posizionano sul diagramma di prima nell'angolo in alto a destra.

$\Delta T$ massimo trovato						
$\Delta T$ [giorni]	$\Delta V$ [km/s]	1	2	3	4	5
294.6597	1.2087	26	1	76	133	63

Sopra è riportata la missione più lunga trovata; la durata quasi al limite e il consumo di combustibile molto elevato la rendono assolutamente sconsigliabile.

Inoltre è possibile anche notare come il *set* di individui non abbia alcun punto di contatto con quelli appartenenti alle missioni migliori a parte l'elemento 133.

$\Delta V$ massimo trovato						
$\Delta V$ [km/s]	$\Delta T$ [giorni]	1	2	3	4	5
1.2641	278.7229	7	133	93	3	84

Discorso analogo a prima per quanto concerne il consumo di propellente; a fronte infatti di una durata di missione paragonabile a quelle migliori in termini di  $\Delta V$  si ha una richiesta di combustibile quasi tre volte superiore rispetto a prima.

### 5.1.3 Effetto del vincolo temporale sul risultato

Il lavoro di sviluppo dell'algoritmo genetico è stato suddiviso in diverse fasi risolvendo varianti del problema progressivamente più complesse fino a risolverne la versione completa. In particolare l'introduzione del vincolo temporale di 300 giorni sul tempo di missione ha avuto pesanti ripercussioni sui risultati trovati e sulle modalità operative del codice; nella tabella è stato effettuato un semplice confronto:

Effetto del vincolo su $\Delta V$ e $\Delta T$							
Modalità	$\Delta V$ [km/s]	$\Delta T$	1	2	3	4	5
No vincolo	0.004	384.24 anni	120	57	119	12	47
Con vincolo	0.4870	276.9384 giorni	94	32	71	42	9

Come si può osservare, senza alcun vincolo di durata sarebbe possibile ottenere dei consumi di combustibile per la sequenza di manovre estremamente ridotto rispetto a quanto mostrato prima. A fronte di un  $\Delta V$  richiesto di appena 4 m/s però, il tempo di missione si dilata fino a raggiungere l'impraticabile valore di quasi quattro secoli. Ciò rende il calcolo un puro esercizio teorico senza alcuna utilità pratica; viene però dimostrato come, con attese sufficientemente lunghe, sia possibile ottenere orbite quasi allineate e quindi richieste di propellente irrisorie.

### 5.1.4 Verifica versatilità algoritmo genetico

Nella fase conclusiva del lavoro di tesi si è anche provato a verificare la versatilità del codice prima restringendo la ricerca a 4 detriti e poi estendendola ricerca a 8. Si è modificato il tempo massimo di missione a 180 giorni per il caso con tre *legs* e a 365 per il caso con sette *legs*. Inoltre si è ritoccato il tempo di servizio nei pressi dei detriti per il secondo gruppo di test: è stato infatti portato a 10 e poi a 5 giorni.

Prova $N = 4$ , $T_{serv} = 20$ giorni					
$\Delta V$ [km/s]	$\Delta T$ [giorni]	1	2	3	4
0.2158	106.3741	133	7	2	60
0.2158	174.6206	109	37	130	46
0.2158	129.5225	60	4	133	84
0.2158	138.3398	151	133	4	26
0.4521	131.7698	4	60	151	93

Ridurre il numero di oggetti da inserire ha dimostrato di semplificare il processo di calcolo oltre che di ridurre il carico computazionale. In particolare si è utilizzata una configurazione  $1000 * 1000$  che ha permesso una convergenza più frequente rispetto al caso con cinque detriti. Le prove sono state eseguite senza modificare l'equilibrio interno del codice e quindi senza alcuna ottimizzazione specifica per il caso in questione. Di seguito vengono riportati i rispettivi esempi di sequenze valide trovate. Dai risultati ottenuti si nota una decisa riduzione del  $\Delta V$  richiesto per completare la missione con valori più che dimezzati rispetto al caso principale. La diminuzione del tempo utile per il completamento della missione non sembra aver complicato eccessivamente la ricerca.

Prova $N = 8$ , $T_{serv} = 5$ giorni									
$\Delta V$ [km/s]	$\Delta T$ [giorni]	1	2	3	4	5	6	7	8
1.7335	336.3879	103	151	133	26	2	50	3	49

Il caso con 8 detriti ha, diversamente da prima, complicato notevolmente il processo di ricerca delle soluzioni. La probabilità di convergenza infatti, è diminuita drasticamente e da ciò è possibile dedurre come sia necessario un processo di *tuning* più approfondito rispetto allo scenario con solamente 4 detriti.

Prova $N = 8$ , $T_{serv} = 10$ giorni									
$\Delta V$ [km/s]	$\Delta T$ [giorni]	1	2	3	4	5	6	7	8
1.9952	336.3879	60	133	26	4	50	2	49	3

Se si raddoppiano i tempi di servizio si complica ulteriormente il problema. In questo caso infatti si suppone che il *chaser* spenda 35 giorni aggiuntivi in operazioni di *servicing* portando i giorni utili per le manovre da 330 a 295. Come nel caso precedente risulta necessario un approfondito lavoro di *tuning* per il miglioramento delle prestazioni.

## 5.2 Analisi prestazioni algoritmo genetico

In questa seconda e ultima parte dell'analisi dei risultati si vogliono mostrare le prestazioni dell'algoritmo genetico nelle diverse condizioni di funzionamento. Il lavoro di *tuning* svolto ha permesso di ottimizzare il processo di calcolo e di scegliere il corretto numero di iterazioni e di elementi per ciascuna popolazione. Nel caso specifico si è deciso di svolgere 16 differenti prove variando progressivamente  $N_{it}$  e  $N_{ind}$  al fine di trovare il bilanciamento ottimale. Ogni differente configurazione è stata eseguita 100 volte in automatico senza modificare alcuno parametro. In rari casi i risultati hanno andamenti contrari a quanto ci si aspetterebbe ma ciò potrebbe anche dipendere da *run* particolarmente anomale. I risultati sono mostrati nella tabella seguente.

Riassunto parametri algoritmo genetico						
$N_{ind}$	$N_{it}$	$\Delta V_{medio}$	$\Delta V_{min}$	$P_{\infty}$	$P_{50\%}$	$T_{calcolo}$ [s]
400	400	1.1870	0.8562	26%	0%	9.9899
400	700	0.9984	0.7170	28%	3%	16.1259
400	1000	1.1222	0.7170	42%	1%	22.9937
400	2000	0.9573	0.6988	63%	3%	45.7826
700	400	1.1471	0.7170	37%	2%	22.6793
700	700	0.9573	0.6988	51%	2%	37.4297
700	1000	0.9573	0.6988	55%	3%	51.7495
700	2000	0.8617	0.6988	79%	6%	105.8021
1000	400	1.1210	0.7170	41%	2%	38.9286
1000	700	0.9573	0.7170	67%	1%	68.1773
1000	1000	0.9550	0.6988	73%	5%	96.0434
1000	2000	0.8617	0.6988	87%	16%	202.1979
2000	400	0.9834	0.6988	63%	3%	134.0338
2000	700	0.8941	0.6988	90%	6%	230.8981
2000	1000	0.8617	0.4870	98%	21%	313.0919
2000	2000	0.8617	0.6988	100%	25%	602.2159

Come si può osservare, fissato un certo numero di individui, la capacità di trovare soluzioni più efficienti in termini di  $\Delta V$  medio e minimo generalmente migliora all'aumentare del numero di iterazioni. Stessa cosa vale per i valori minimi che tendono a trovarsi nelle configurazioni con più valutazioni di funzioni. Da notare che 0.6988 *km/s* rappresenta il  $\Delta V$  che chiude la tabella delle migliori sequenze trovate e quindi è possibile aspirare a trovare ottimi risultati già con configurazioni intermedie.

Per quanto concerne la probabilità di convergenza si ha un progressivo aumento al crescere del carico computazionale, con valori piuttosto elevati già nelle soluzioni intermedie.

Si sottolinea anche l'importanza di  $P_{50\%}$  perché indica il raggiungimento di soluzioni nell'intorno del raggruppamento in basso a destra nel grafico della distribuzione dei risultati. Dal momento che tali valori si ricavano solamente con sequenze molto specifiche e limitate a pochi individui, è chiaro come  $P_{50\%}$  raggiunga valori minori di  $P_{\infty}$ . Da questo punto di vista le configurazioni con popolazioni molto ampie guadagnano un vantaggio evidente. Infine i tempi di calcolo tendono a seguire un andamento lineare al crescere del numero di iterazioni. Si nota però come a parità di valutazioni di funzioni, è più veloce la configurazione con popolazioni più ridotte. Graficamente è possibile apprezzare quanto detto prima: all'aumentare del numero di iterazioni infatti, si ha una diminuzione consistente del valore medio trovato. Inoltre lo stacco tra le popolazioni più piccole e quelle più numerose è piuttosto evidente e tende leggermente a diminuire con  $N_{it}$  crescente. Le soluzioni intermedie però tendono a garantire un funzionamento paragonabile a quella massima per valori di iterazioni elevati.

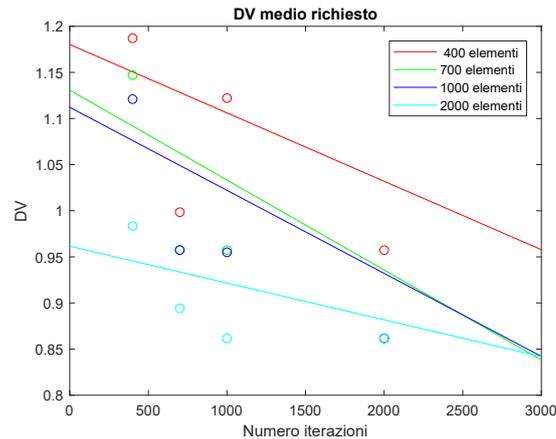


Fig. 5.2: Andamento del  $\Delta V_{medio}$  in funzione di  $N_{it}$  al variare di  $N_{ind}$

Nel grafico di pagina seguente invece è possibile valutare l'andamento della varianza. La tendenza generale è quella di diminuire all'aumentare del numero di iterazioni tranne nel caso con  $N_{ind}$  minimo. Questo può forse essere spiegato con il fatto che con popolazioni così ridotte l'aumento del numero di iterazioni sfocia in una maggiore esplorazione dello spazio delle soluzioni e di conseguenza di una maggiore variabilità dei valori trovati.

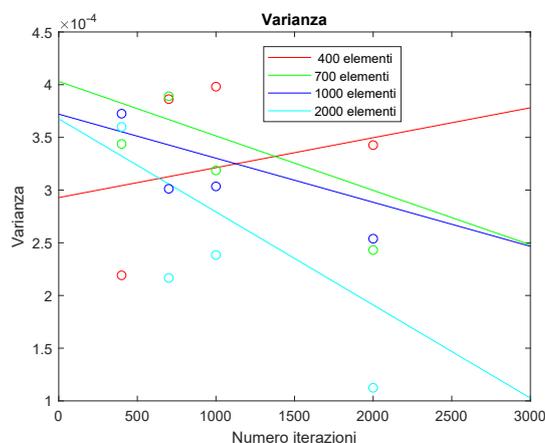


Fig. 5.3: Andamento della varianza in funzione di  $N_{it}$  al variare di  $N_{ind}$

La probabilità di convergenza migliora nettamente sia al crescere del numero di iterazioni che della dimensione della popolazione. Con 2000 individui si riesce ad arrivare al 100%. Nella scelta finale delle configurazioni da utilizzare si è tenuto particolarmente in conto questa variabile. Infatti in certi casi l'aumento della durata della fase di calcolo è ampiamente giustificata dal maggior numero di risultati validi trovati.

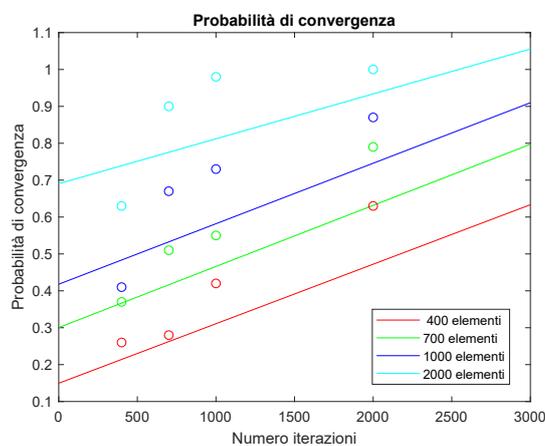


Fig. 5.4: Andamento della probabilità di convergenza in funzione di  $N_{it}$  al variare di  $N_{ind}$

Il valore minimo trovato è particolarmente influenzato dal numero di iterazioni nel caso di popolazioni molto ridotte mentre tende ad assestarsi attorno a valori quasi costanti per le configurazioni più lente.

Si nota come il minimo globale sia nettamente minore dei valori minimi trovati con gli altri *setup*, fatto che ha fatto propendere per l'utilizzo di popolazioni molto ampie.

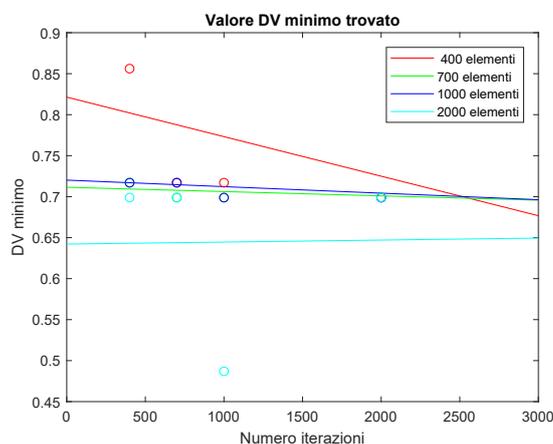


Fig. 5.5: Andamento del  $\Delta V_{min}$  in funzione di  $N_{it}$  al variare di  $N_{ind}$

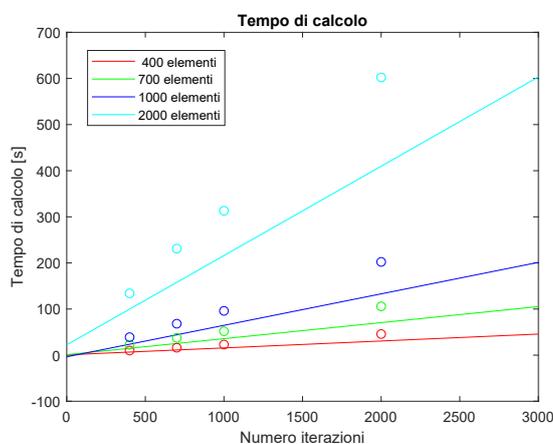


Fig. 5.6: Andamento del tempo di calcolo in funzione di  $N_{it}$  al variare di  $N_{ind}$

Il tempo di calcolo tende a essere maggiormente influenzato qualora si aumentino il numero degli individui costituenti. In particolare si può osservare come per 2000 elementi, la retta presenta una pendenza decisamente maggiore rispetto alle altre configurazioni. Il tempo per effettuare una *run* completa è di circa dieci minuti.

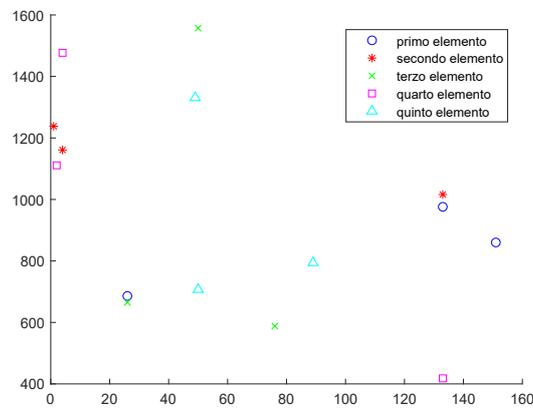


Fig. 5.7: Individui più diffusi all'interno delle sequenze

Per rendere l'analisi completa si sono voluti anche trovare i tre elementi più diffusi nelle sequenze trovate all'interno del campo delle soluzioni. Nel grafico qui riportato sono stati suddivisi in base al loro posizionamento all'interno della serie. Ciò conferma l'osservazione precedentemente riportata di come le soluzioni valide siano limitate ad un certo numero di individui e di come spesso diverse sequenze siano semplici permutazioni le une delle altre.

Elementi più ricorrenti						
Elemento	1°	$N_1$	2°	$N_2$	3°	$N_3$
Primo elemento	133	976	151	860	26	686
Secondo elemento	1	1238	4	1161	133	1016
Terzo elemento	50	1557	26	665	76	588
Quarto elemento	4	1477	2	1111	133	418
Quinto elemento	49	1331	89	794	50	707

Con questo si conclude il capitolo relativo all'analisi dei risultati e delle prestazioni dell'algoritmo genetico.

## 6. CONCLUSIONI

Il lavoro di tesi qui presentato ha riguardato lo sviluppo di un algoritmo evolutivo in *Matlab* per la ricerca di sequenze di detriti adatte a missioni spaziali di tipo *ADR*. Questa particolare tipologia di metodi iterativi ha come fondamento teorico l'imitazione dei processi di selezione naturale e in questo caso si è scelta la specifica sottoclasse degli algoritmi genetici. Al fine di sviluppare uno strumento efficiente e opportunamente bilanciato per applicazioni in campo spaziale si è posta particolare attenzione alla scelta delle *routines* riguardanti la fase di *crossover* e mutazione. Attraverso l'opportuna costruzione delle diverse fasi, si è cercato di garantire un livello di equilibrio tra l'esplorazione di nuove soluzioni (estremizzata nei codici *brute force* e lo sfruttamento di quelle già trovate. Il problema ha richiesto, dati 155 oggetti e sfruttando le perturbazioni gravitazionali J2, di trovare combinazioni in grado di mantenere il tempo massimo di missione al di sotto di 300 giorni e allo stesso tempo di minimizzare il  $\Delta V$  necessario avvicinandosi alla soluzione di minimo globale.

Mediante l'algoritmo genetico di tipo combinatorio è stato possibile trovare non solo il minimo globale ma almeno altre 8 sequenze con  $\Delta V$  comparabile. In aggiunta a queste sono state trovate altre 200 combinazioni con tempi di volo inferiore a 300 giorni e  $\Delta V$  variabile tra cui molte al di sotto di 1 *km/s*. Inoltre alcune delle soluzioni trovate permettono di completare la missione con mesi di anticipo rispetto al limite imposto. Sono state anche valutate le soluzioni al limite del campo di validità e sono stati confrontati i risultati in presenza e in assenza del vincolo temporale.

L'algoritmo ha dimostrato buone capacità di giungere a convergenza in particolare per numeri di valutazioni di funzione superiori a 1 milione e di riuscire a calcolare soluzioni in prossimità del minimo globale. Per dimostrare la sua versatilità sono state inoltre calcolate con successo sequenze di 4 oggetti con 180 giorni a disposizione e di 8 oggetti e 365 giorni senza effettuare un'ottimizzazione mirata per questo tipo di studio. Infine è stato studiato il comportamento dell'algoritmo genetico al variare del numero di individui presenti nella popolazione e del numero massimo di iterazioni.

In conseguenza dei risultati ottenuti si ritiene che, nel contesto di un ambiente spaziale intorno alla Terra sempre più affollato, le missioni *ADR* e i metodi numerici evolutivi utili per l'identificazione delle missioni più favorevoli possano in futuro rivendicare una posizione di rilevanza all'interno del panorama scientifico e commerciale moderno.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Hong-Xin Shen, Tian-Jiao Zhang, Lorenzo Casalino, Dario Pastrone *Optimization of Active Debris Removal Missions with Multiple Targets*.
- [2] Donald L. Miller, Joseph F. Pekny *Exact Solutions of Large Asymmetric Traveling Salesman Problems* 1991: American Association for the Advancement of Science.
- [3] Marco Dorigo, Luca Maria Gambardella *Ant Colony System: A Cooperative Learning Approach to the Traveling Salesman Problem* 1997: IEEE Transactions on Evolutionary Computation.
- [4] Matteo Rosa Sentinella, Lorenzo Casalino *Hybrid Evolutionary Algorithm for the Optimization of Interplanetary Trajectories* 2009: Journal of Spacecraft and Rockets.
- [5] Dario Pastrone, Matteo Rosa Sentinella *Multi-Objective Optimization of Rocket-Based Combined-Cycle Engine Performance Using a Hybrid Evolutionary Algorithm* 2009: Journal of Propulsion and Power.
- [6] Lorenzo Casalino, Francesca Letizia, Dario Pastrone *Optimization of Hybrid Upper-Stage Motor with Coupled Evolutionary/Indirect Procedure* 2014: Journal of Propulsion and Power.
- [7] Donald L. Miller, Joseph F. Pekny *Exact Solutions of Large Asymmetric Traveling Salesman Problems* 1991: American Association for the Advancement of Science.
- [8] Theodore Edelbaum *Propulsion Requirements for Controllable Satellites* 1961: United Aircraft Corp.
- [9] Jeffrey Stuart, Kathleen Howell, Roby Wilson *Application of multi-agent coordination methods to the design of space debris mitigation tours* 2015: Advances in Space Research.
- [10] Marilena Di Carlo, Juan Romero Martin, Massimiliano Vasile *Automatic trajectory planning for low-thrust active removal mission in low-earth orbit* 2016: Advances in Space Research.
- [11] Hong-Xin Shen, Tian-Jian Zhang, Zhao Li, Heng-Nian Li *Multiple-hopping trajectories near a rotating asteroid* 2017: Springer.

- 
- [12] Noraini Mohd Razali, John Geraghty *Genetic Algorithm Performance with Different Selection Strategies in Solving TSP* 2011: Proceedings of the World Congress on Engineering.
- [13] Jacopo Mantovani, Franco Salvetti *Laboratorio di Analisi di Algoritmi Genetici applicati al problema del Commesso Viaggiatore* 2002: Università degli Studi di Milano.
- [14] Matteo Rosa Sentinella, Lorenzo Casalino *Hybrid Evolutionary Algorithm for the Optimization of Interplanetary Trajectories* 2009: Journal of Spacecraft and Rockets.