

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Orbite di parcheggio ottimali per  
missioni di andata e ritorno per  
Marte**



**Relatore**

Prof. Lorenzo Casalino

**Candidato**

Matteo Scarsella

Aprile 2021

# Indice

<b>Elenco delle figure</b>	IV
<b>Elenco delle tabelle</b>	VII
<b>1 Introduzione</b>	1
1.1 Storia dell'esplorazione spaziale . . . . .	1
1.2 Viaggi spaziali . . . . .	3
1.3 Esplorazione marziana . . . . .	4
1.3.1 Missioni passate . . . . .	4
1.4 Mars-500 . . . . .	6
1.4.1 Obiettivi . . . . .	7
1.4.2 Fasi . . . . .	7
1.4.3 Setup sperimentale . . . . .	7
1.4.4 Equipaggio . . . . .	8
1.5 Obiettivi futuri . . . . .	9
1.5.1 La prima missione mineraria interplanetaria . . . . .	9
1.5.2 Fossili su Marte . . . . .	10
1.5.3 Nuovi telescopi . . . . .	10
1.5.4 L'osservazione delle lune di Giove . . . . .	10
1.5.5 Ritorno sulla Luna . . . . .	10
1.5.6 Missione Athena . . . . .	11
1.6 Sistemi di trasporto . . . . .	11
1.6.1 Mars Vehicle (MV) . . . . .	12
1.6.2 Heavy-lift Launch Vehicle . . . . .	13
1.6.3 Crew Exploration Vehicle/Earth Return Vehicle . . . . .	13
1.6.4 Mars Entry, Descent, and Landing . . . . .	14
<b>2 Mars Sample Return e codice genetico</b>	16
2.1 MSR . . . . .	16
2.1.1 Architettura di lancio . . . . .	18
2.1.2 Approcci alla MSR . . . . .	20
2.1.3 Stime di costo e di massa per le missioni di tipo MSR . . . . .	23

2.1.4	Mars Sample Return precursore di una missione umana . . . . .	24
2.2	Codice genetico . . . . .	26
2.2.1	Struttura . . . . .	27
<b>3</b>	<b>Modello dinamico e procedura di calcolo</b>	<b>30</b>
3.1	Richiami . . . . .	30
3.1.1	Parking Orbit Capture . . . . .	33
3.1.2	Parking Orbit Escape . . . . .	35
3.1.3	Trasferta di Hohmann . . . . .	35
3.2	Assunzioni . . . . .	37
3.2.1	Input e output . . . . .	38
3.3	Procedura di calcolo . . . . .	39
3.3.1	Definizione dell'orbita di parcheggio . . . . .	40
3.3.2	Determinazione delle condizioni di cattura e fuga . . . . .	41
3.3.3	Definizione delle perturbazioni dovute a $J_2$ . . . . .	45
3.3.4	Determinazione della variazione complessiva di velocità . . . . .	45
3.3.5	Determinazione delle masse durante le fasi di missione . . . . .	46
3.4	Applicazione algoritmo genetico in Matlab . . . . .	49
<b>4</b>	<b>Risultati ottenuti</b>	<b>51</b>
4.1	Analisi influenza data . . . . .	51
4.1.1	Missione 1 . . . . .	52
4.2	Confronto risultati per data di lancio . . . . .	71
4.3	Analisi influenza massa riportata a Terra . . . . .	73
4.4	Analisi dell'influenza dell'eccentricità . . . . .	75
4.4.1	Missione 1 . . . . .	75
4.5	Confronto risultati per data di lancio . . . . .	93
<b>5</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>95</b>

# Elenco delle figure

3.1	Fase di cattura orbita di parcheggio . . . . .	34
3.2	Fase di fuga orbita di parcheggio . . . . .	35
4.1	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2037. . . . .	53
4.2	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2037. . . . .	55
4.3	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura, orbite iperboliche di cattura e di fuga, minimizzando la variazione di velocità. . . . .	56
4.4	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2037. . . . .	56
4.5	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura in vista 3D per lancio nel 2037. . . . .	57
4.6	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la variazione di velocità. . . . .	58
4.7	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2037. . . . .	58
4.8	Orbita ellittica di parcheggio fase cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga in vista 3D per lancio nel 2037. . . . .	59
4.9	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2041. . . . .	60
4.10	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2041. . . . .	61
4.11	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2041. . . . .	62
4.12	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2041. . . . .	62
4.13	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura in vista 3D per lancio nel 2041. . . . .	63
4.14	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbite iperboliche di fuga, minimizzando la variazione di velocità. . . . .	64

4.15	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2041. . . .	64
4.16	Orbita ellittica di parcheggio fase cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga in vista 3D per lancio nel 2041. . . . .	65
4.17	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2045. . . . .	66
4.18	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2045. . . . .	68
4.19	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2045. . . .	69
4.20	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2045. . . . .	69
4.21	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbite iperboliche di cattura in vista 3D per lancio nel 2045. . . . .	70
4.22	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di cattura e di fuga, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2045. . . . .	71
4.23	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2045. . . .	71
4.24	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2037. . . . .	76
4.25	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2037. . . . .	77
4.26	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2037. . . .	78
4.27	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2037. . . . .	78
4.28	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura in vista 3D per lancio nel 2037. . . . .	79
4.29	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2037. . . . .	80
4.30	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2037. . . .	80
4.31	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga in vista 3D per lancio nel 2037. . . . .	81
4.32	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2041. . . . .	82
4.33	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2041. . . . .	83

4.34	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura, orbite iperboliche di cattura e di fuga, minimizzando la variazione di velocità. . . . .	84
4.35	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2041. . . . .	84
4.36	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura in vista 3D per lancio nel 2041. . . . .	85
4.37	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga per lancio nel 2041. . . . .	86
4.38	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga in vista 3D per lancio nel 2041. . . . .	87
4.39	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2045. . . . .	88
4.40	Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2045. . . . .	89
4.41	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2045. . . . .	90
4.42	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2045. . . . .	90
4.43	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura in vista 3D per lancio nel 2045. . . . .	91
4.44	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2045. . . . .	92
4.45	Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2045. . . . .	92

# Elenco delle tabelle

4.1	Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 02/08/2038	52
4.2	Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2037 . . . . .	53
4.3	Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2037. . . . .	54
4.4	Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 27/07/2042	59
4.5	Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2041. . . . .	60
4.6	Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2041. . . . .	61
4.7	Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 06/10/2046	65
4.8	Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2045. . . . .	66
4.9	Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2045. . . . .	67
4.10	Dati relativi al confronto tra date di lancio per minimizzazione massa iniziale . . . . .	72
4.11	Dati relativi al confronto tra date di lancio per minimizzazione variazione della velocità . . . . .	72
4.12	Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità . . . .	74
4.13	Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale . . . . .	74
4.14	Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 02/08/2038	75
4.15	Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2037. . . . .	76
4.16	Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2037. . . . .	77
4.17	Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 27/07/2042	81
4.18	Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2041. . . . .	81
4.19	Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2041. . . . .	83

4.20	Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 06/10/2046	87
4.21	Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2045. . . . .	87
4.22	Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2045. . . . .	89
4.23	Dati relativi al confronto tra date di lancio per minimizzazione massa iniziale . . . . .	93
4.24	Dati relativi al confronto tra date di lancio per minimizzazione variazione della velocità . . . . .	93

# Sommario

L'uomo è sempre stato attratto dall'esplorazione spaziale e dalla conoscenza dell'ignoto. Grazie all'evoluzione tecnologica è stato possibile pensare di spingersi oltre la Luna e, dagli anni Sessanta, sono state inviate verso Marte sonde automatiche senza equipaggio, che includevano orbiter, lander e rover.

Sulla superficie di Marte la vita umana non sarebbe possibile senza adeguate protezioni per più di un minuto, tuttavia rappresentano le condizioni più favorevoli presenti nel Sistema Solare, differenti dal clima torrido di Mercurio e Venere, dalle gelide temperature dei corpi gassosi del Sistema Solare esterno e dal vuoto presente sulla superficie della Luna e degli asteroidi. Inoltre il pianeta rosso possiede risorse tali da poter essere sfruttate con apposite tecnologie per creare spazi abitabili.

Il passo successivo per l'esplorazione marziana è quello di riportare i campioni di materiale attraverso missioni del tipo Sample Return. Tali missioni possono riportare indietro semplicemente atomi e molecole o un deposito di composti complessi come materiale sciolto e rocce. Questi campioni possono essere ottenuti attraverso lo scavo del suolo e della roccia. Per catturare particelle di vento solare o detriti cometari si utilizzano array di collettori. I campioni riportati sulla Terra sono quindi studiati in laboratorio così da poter approfondire la conoscenza del Sistema Solare.

Un problema per questo tipo di missioni risiede nella questione del consumo di propellente. Esso è definito dalle manovre orbitali che lo spacecraft deve svolgere per conseguire lo scopo della missione. Così, in questa tesi ci si soffermerà sul calcolo di orbite ottimali in cui si ottimizzerà la massa ed il vettore velocità per acquisire un'orbita di parcheggio sicura su Marte. L'analisi si svolgerà per una missione senza equipaggio umano, ma sarà di base anche per una possibile missione umana futura. In primo luogo si considereranno i motivi storici per cui si è arrivati a studiare Marte e del perché sono state pensate missioni del tipo Sample Return. Nel secondo capitolo si entrerà nello specifico delle missioni Sample Return e dopo una breve descrizione si esaminerà il codice matematico utilizzato per l'ottimizzazione di tali orbite. Nel quarto capitolo si analizzeranno le soluzioni ottenute e si trarranno le opportune conclusioni.

# Capitolo 1

## Introduzione

### 1.1 Storia dell'esplorazione spaziale

Dalla seconda metà del ventesimo secolo il genere umano si è trovato ad affrontare una nuova sfida: l'esplorazione spaziale. Di sicuro una delle più grandi avventure al fine di chiarire quesiti scientifici e filosofici inerenti alla storia e all'evoluzione dei pianeti del Sistema Solare e, ancor più importante e di grande curiosità negli ultimi anni, alla presenza di vita oltre la Terra e alla scoperta di pianeti extrasolari simili al nostro. Le motivazioni ideali all'origine dei viaggi spaziali e dell'astronautica sono state diverse in base anche alle diverse epoche storiche. L'esplorazione dell'ignoto, il progresso scientifico e quello tecnologico, e la competizione internazionale tra gli Stati hanno incentivato la volontà dell'uomo nello spingersi oltre, favorendo quindi il fenomeno dell'esplorazione spaziale. Si può parlare di inizio dell'astronomia moderna con l'invenzione del telescopio, in particolare l'astronomo italiano Galileo Galilei ha introdotto uno dei primi telescopi nella storia riuscendo ad ottenere diverse osservazioni astronomiche che lo portarono a proporre il sistema solare come eliocentrico. Le osservazioni di Galileo includono anche la scoperta delle Macchie solari, particolari riguardanti la Luna e la scoperta dei principali satelliti di Giove. In antichità invece le stelle sono sempre state sotto osservazione di studio da parte di molte civiltà come gli aztechi, cinesi, indiani, arabi, i popoli della Mesopotamia e dell'Antica Grecia attraverso vari eventi all'epoca inspiegabili come le eclissi lunari e solari, riuscendo quindi in questo modo a creare un vero e proprio calendario. I due più grandi astronomi dell'antichità furono Ipparco e Tolomeo. Queste prime osservazioni astronomiche furono fatte completamente ad occhio nudo e quindi con risultati relativamente bassi. L'aver dato vita a missioni spaziali lunghe, difficili sia dal punto di vista economico che umano nel corso degli ultimi sette decenni, tramite l'invio di satelliti in orbita, sonde nello spazio, rover sui vari pianeti del Sistema Solare e su varie comete e asteroidi, ha contribuito inevitabilmente al proliferare di esperimenti scientifici impossibili da effettuare in ambiente terrestre e ad una

maggiore integrazione tra le forze scientifiche internazionali. Infatti sin dall'antichità l'essere umano ha sognato di poter esplorare altri mondi quindi ha cercato di evolversi dal punto di vista tecnologico: l'inizio pratico dell'astronautica si ha con l'invenzione dei missili con motori a razzo a propellente liquido. Un primo prototipo venne progettato e costruito da Pedro Paulet. Il motore pesava 2,5 kg, aveva una spinta di 200 libbre ed alimentato da un componente costituito da perossido di idrogeno e benzina. Successivamente il professore americano Robert Goddard nel 1912 e lo scienziato tedesco Hermann Julius Oberth nel 1923 migliorarono i motori sperimentali basati sulla concezione iniziale di Paulet. Tra le persone che hanno contribuito maggiormente allo sviluppo dell'astronautica nella sua fase iniziale bisogna citare Konstantin Tsiolkovsky, che teorizzò molti aspetti del volo spaziale e della propulsione missilistica. Esso viene considerato il padre del volo spaziale umano e il primo uomo a concepire l'ascensore spaziale. Robert Goddard, Hermann Oberth, Sergej Korolëv furono altri personaggi fondamentali, e applicativamente sopra tutti Wernher von Braun, padre della missilistica prima tedesca e poi statunitense. Le basi tecnologiche dell'astronautica moderna arrivano dallo studio e dall'applicazione, principalmente a scopo bellico, da parte della Germania nazista dei missili balistici. Durante la seconda guerra mondiale, lo scienziato tedesco Wernher Von Braun realizzò i missili V2 che furono i primi oggetti a riuscire a lasciare l'atmosfera terrestre il 3 ottobre 1942. Durante voli preliminari a scopo scientifico, nel 1944, a Peenemuende si effettuarono voli di test entrando nella termosfera e raggiungendo un apogeo di 189 km con un prototipo di razzi sonda per una futura versione con carichi scientifici del razzo con l'obiettivo di misurare i raggi cosmici ed il flusso meteorico. Successivamente l'arrestarsi dei successi militari tedeschi interruppero il progresso del progetto a fini scientifici. Una prima immagine ottenuta dallo spazio si ottenne durante un volo suborbitale dove gli Stati Uniti d'America lanciarono un vettore tedesco V2 il 24 ottobre 1946 in grado di scattare una fotografia ogni 1,5 secondi. Si dovette aspettare il 1961 quando grazie ai progressi della tecnologia e degli studi fisici e astronomici, Jurij Gagarin, cosmonauta russo, ha inaugurato l'era dell'esplorazione spaziale umana compiendo un volo orbitale intorno al pianeta all'interno di una piccola capsula a misura d'uomo e rientrando sano e salvo. Il passaggio della sonda Luna 1 in prossimità dell'orbita lunare, il rilevamento del quasi nullo campo magnetico selenita, l'entrata successiva in orbita solare, segna l'inizio dell'esplorazione lunare, che ufficialmente si rimanda all'allunaggio del 1959, quando la sonda sovietica Luna 2 impattò con la superficie lunare. Nello stesso anno, il 7 ottobre, la missione Luna 3 trasmise a Terra fotografie dell'allora mai vista faccia nascosta della Luna. Fu l'inizio di una serie decennale di esplorazioni lunari condotte da sonde automatiche. Luna 9 il 3 febbraio 1966 eseguì il primo atterraggio controllato sulla Luna. Luna 10 divenne il primo velivolo spaziale ad orbitare intorno alla Luna il 3 aprile 1966. Il Programma Zond nel 1964 riuscì ad effettuare un sorvolo ravvicinato in orbita lunare, e successivamente, ad inviare e a far rientrare

sulla terra un equipaggio animale composto da diverse specie, tra cui anche alcune tartarughe. L'esplorazione sovietica della luna, anche in anni successivi si effettuò sempre con sonde automatiche o comandate da terra, come il robot Lunochod della missione Luna 17. Le missioni umane furono condotte solo dagli USA: Le esplorazioni lunari sono state le uniche che hanno visto protagonista l'uomo su un altro corpo celeste che non fosse la Terra, ma importanti passi in avanti si stanno facendo per permettere ad altri astronauti di raggiungere Marte. Prima di analizzare quelle che potrebbero essere le future missioni spaziali, è utile prendere in considerazione le principali tappe dei viaggi nello Spazio, umane e non.

## 1.2 Viaggi spaziali

L'esplorazione spaziale umana si basa sull'utilizzo di satelliti, di rover e di alcuni animali che, spediti nello spazio in nome della scienza hanno fornito dati essenziali per le future missioni dell'uomo. Lo Sputnik 1 nel 1957 è stato il primo oggetto lanciato in orbita dall'uomo; nello stesso anno fu la volta di Laika, cane randagio russo, protagonista della prima missione con il primo essere vivente ad entrare nell'atmosfera terrestre e quindi poi in orbita. Nel 1961, sempre i russi, riuscirono nell'impresa di spedire il primo essere umano in orbita. Jurij Gagarin percorse in 1 ora e 48 minuti un giro intorno alla Terra all'interno della navicella Vostok 1, con conseguente rientro, e nel 1963, due anni dopo, fu la volta della prima donna, Valentina Vladimirovna Tereskova. Un traguardo molto importante quello della russa Tereskova, infatti basti pensare che la prima donna italiana ad andare nello spazio, sulla Stazione Spaziale Internazionale, è stata l'astronauta Samantha Cristoforetti, tra il 2014 e il 2015, la quale detiene anche il record di permanenza di una donna in orbita: 199 giorni. A pochi anni dal lancio del primo uomo e della prima donna in orbita, iniziò una vera e propria corsa per portare l'uomo sulla Luna da parte delle due super potenze dell'epoca, gli Stati Uniti d'America e l'Unione Sovietica. Una serie di lanci di satelliti e sonde da parte delle due nazioni contribuirono a mappare la superficie lunare e a studiarne le caratteristiche essenziali per un atterraggio sicuro. Grazie al programma spaziale Apollo uscirono vittoriosi gli Stati Uniti: le missioni Apollo furono numerose e non sempre ben riuscite, ma quella divenuta nota come Apollo 11 portò, nel luglio del 1969, i primi esseri umani sulla Luna: Neil Armstrong e Buzz Aldrin. Un terzo membro dell'equipaggio, Michael Collins, orbitò intorno alla Luna a bordo del modulo di comando (il LEM), il quale aveva il compito di riportare i tre astronauti sulla Terra. Da ricordare è anche la sfortunata missione Apollo 13. I tre astronauti dell'equipaggio riuscirono ad evitare la morte dopo che, quasi arrivati nell'orbita lunare, dovettero far fronte ad un guasto ai serbatoi di ossigeno. Grazie all'aiuto degli scienziati della NASA in comunicazione dal Kennedy Space Center di Houston e alle loro abilità da piloti, riuscirono a ritornare sulla Terra guidando senza assistenza e dovendo limitare le accensioni del motore del modulo lunare in

cui viaggiavano. Nel 1966 la Venera 3 fu la prima sonda ad atterrare su un pianeta diverso dalla Terra, per l'appunto Venere. Ad essa seguirono altre Venera, che furono in grado di atterrare, inviare immagini dei dintorni e dati vari ed effettuare una scansione radar per l'analisi della conformazione geologica. Negli anni Settanta inizia anche l'era delle stazioni spaziali, ossia dei veri e propri presidi permanenti al di fuori dell'orbita terrestre fondamentali per lo studio di diverse discipline e della salute umana in condizioni di assenza di gravità. La russa Saljut fu la prima stazione orbitante della storia al di fuori dell'atmosfera ad ospitare cosmonauti, seguita da moltissimi altri progetti, come la statunitense Skylab, la Mir e, ancora oggi in orbita, la Stazione Spaziale Internazionale (ISS), costruita grazie anche alle mitiche navicelle "riciclabili", nonché veri e propri gioielli dell'astronautica statunitense, gli Space Shuttle, e la cinese Tiangong. Molto interessante è la questione Marte. Dalle missioni russe degli anni Settanta Mars 2 e Mars 3, alle sonde Viking della NASA, passando per Phobos 1 e 2, Mars Pathfinder e il rover ad esso collegato Sojourner, fino ad arrivare ai famosi Spirit, Opportunity e Curiosity, i tre rover inviati nel XXI secolo, ancora attivi nonostante fossero stati programmati per poter resistere a quelle temperature e condizioni solo per pochi anni marziani. Il pianeta rosso ha attratto sempre di più gli essere umani, speranzosi di trovare le prime forme di vita al di fuori del pianeta Terra o la presenza di acqua allo stato liquido.

## 1.3 Esplorazione marziana

Negli ultimi anni l'interesse dell'uomo si è spostato su Marte: quarto pianeta del sistema solare in ordine di distanza dal Sole. E' visibile a occhio nudo ed è l'ultimo dei pianeti di tipo terrestre dopo Mercurio, Venere e la Terra. E' chiamato pianeta rosso per via del suo colore caratteristico causato dalla grande quantità di ossido di ferro che lo ricopre. I motivi per i quali Marte sia diventato così importante sono principalmente tre: risulta essere il pianeta più simile alla Terra, è il più accessibile del sistema solare ed è uno dei pianeti favoriti per eventuali esplorazioni umane future. Si pensa si possa avere un primo uomo su Marte già dal 2030, per cui si può entrare nello specifico delle missioni già avvenute in passato per identificare una possibile missione marziana.

### 1.3.1 Missioni passate

Il primo successo si ebbe nel 1964 con il passaggio in prossimità di Marte del Mariner 4 della NASA. Il primo atterraggio invece avvenne nel 1971 grazie ai sovietici Mars 2 e 3 che però persero i contatti con la Terra pochi minuti dopo. In seguito fu lanciato dalla NASA il programma Viking del 1975, consistente in due satelliti orbitanti con un modulo di atterraggio che raggiunsero il suolo nel 1976. Il Viking 1 rimase operativo per sei anni mentre il Viking 2 per tre. Grazie alla loro attività si ebbero

le prime foto a colori della superficie marziana e mappature di qualità tale da essere ancora usate. Nel 1988 i moduli sovietici del Programma Phobos (Phobos 1 e Phobos 2) furono inviati per lo studio di Marte e delle sue due lune. In particolare il segnale di Phobos 1 fu perduto mentre era in viaggio e Phobos 2 riuscì a inviare foto del pianeta e di Fobos ma si guastò prima di liberare due sonde sulla luna. Dopo il fallimento nel 1992 del Mars Observer, la NASA inviò nel 1996 il Mars Global Surveyor; la missione di mappatura fu un completo successo e si concluse nel 2001. I contatti si interruppero nel novembre del 2006 dopo 10 anni nell'orbita marziana. Un mese dopo il lancio del Surveyor, la NASA lanciò il Mars Pathfinder con a bordo il robot da esplorazione Sojourner, che atterrò nell'Ares Vallis. Nel 2001 la NASA inviò il satellite Mars Odyssey che, dotato di uno spettrometro a raggi gamma, identificò grandi quantità di idrogeno nella regolite marziana. Si ritiene che l'idrogeno fosse contenuto in ampi depositi di ghiaccio. La missione scientifica della sonda terminò nel settembre 2010 e da allora è utilizzato come satellite di collegamento nelle comunicazioni tra le missioni sulla superficie del pianeta e i centri di controllo a terra. Nel gennaio 2004 fu il turno dei due rover gemelli Spirit (MER-A) e Opportunity (MER-B), lanciati dalla NASA, che raggiunsero il suolo marziano con successo. Si poté quindi avere la prova definitiva della presenza di acqua allo stato liquido nel passato, grazie al ritrovamento delle sue tracce in entrambi i punti di atterraggio. Il 22 marzo 2010 si persero i contatti con Spirit, mentre il 10 giugno 2018 quelli con Opportunity. Il 12 agosto 2005 fu la volta del Mars Reconnaissance Orbiter della NASA, che arrivò a destinazione il 10 marzo 2006 per una missione di due anni. Tra gli obiettivi vi era la mappatura del terreno marziano e delle condizioni atmosferiche per trovare un luogo di atterraggio adatto alle successive missioni. Il Mars Reconnaissance Orbiter scattò le prime immagini di valanghe presso il polo nord del pianeta il 3 marzo 2008. Tra il 2007 e il 2011, l'ESA e la Russia condussero una simulazione del viaggio umano verso Marte e ritorno, nell'ambito del progetto Mars-500.

Già all'inizio del XXI secolo molti stati hanno annunciato di voler continuare con l'esplorazione lunare con lo scopo di sfruttare le risorse del satellite. L'Accademia delle Scienze cinese, a capo del Programma Chang'e per l'esplorazione della Luna, ha affermato che uno dei principali obiettivi del programma è ottenere una fonte di elio-3 da cui trarre il combustibile per la generazione di energia tramite tre voli annuali. Nel gennaio 2006 la compagnia spaziale russa RKK Energiya ha annunciato di prevedere di poter estrarre elio-3 dalla Luna entro il 2020. Oltre all'invio di sonde sul nostro satellite, sono state inviate sonde su tutti i pianeti del sistema solare con lo scopo di avere maggiori informazioni scientifiche. Al 2020, le sonde Voyager 1, Voyager 2, Pioneer 10 e Pioneer 11, sono gli unici quattro progetti ideati dall'uomo usciti dal Sistema solare, mentre la sonda New Horizons è il quinto oggetto artificiale come distanza dalla Terra. Sviluppata dalla NASA per l'esplorazione di Plutone, pianeta nano scoperto nel 1930 da Clyde Tombaugh e della sua doppia componente Caronte.

Attualmente la sonda più veloce è la Voyager 1 con la velocità di 17,042 km/s (61351 Km/h, 3,595 UA all'anno). Il lancio è avvenuto il 19 gennaio 2006 dalla base di Cape Canaveral ed ha raggiunto le vicinanze di Giove il 28 febbraio 2007 e l'orbita di Urano nel marzo 2011. La sonda ha raggiunto Plutone e il suo satellite Caronte il 14 luglio 2015. Ogni sonda Pioneer possiede una placca metallica che identifica il loro luogo e il loro tempo d'origine, per beneficiare altri viaggiatori spaziali che potranno ritrovare le placche in un lontano futuro, mentre per le sonde Voyager la NASA ha voluto anche inserire un messaggio omnicomprensivo a bordo di Voyager 1 e Voyager 2, una sorta di capsula temporale con l'intenzione di comunicare la storia del nostro mondo ad eventuali forme di vita extraterrestri. Un altro tentativo dell'uomo di comunicare con altre forme di vita extraterrestri, nonostante ora non si hanno ancora prove certe della loro esistenza, è stato quello d'inviare un messaggio radio trasmesso nello spazio dal Radiotelescopio di Arecibo, in Porto Rico, il 16 novembre 1974. Il messaggio è stato indirizzato verso l'ammasso globulare di Ercole M13, a 25.000 anni luce di distanza. Siccome il messaggio impiegherà 25.000 anni per raggiungere la sua destinazione (oltre a ulteriori 25.000 anni per una eventuale risposta) il messaggio di Arecibo è più una dimostrazione delle conquiste tecnologiche raggiunte dal genere umano che un reale tentativo di tenere una conversazione con una razza aliena. Solamente in un caso, il 15 agosto 1977 il SETI ha registrato un segnale dallo spazio profondo. Questo segnale soprannominato Segnale Wow è stato riconosciuto, dopo lunghi studi e diverse prove, come non terrestre. Molti scettici considerano il suono come un rumore naturale prodotto dallo spazio o dalla collisione di qualche corpo celeste, mentre altri credono che sia di origine artificiale in quanto il messaggio viaggia su una determinata frequenza radio e contiene rumori meccanici e quasi regolari.

## 1.4 Mars-500

Mars-500 è stato un esperimento condotto sulla Terra per simulare le condizioni di un viaggio verso Marte, il risultato di una collaborazione tra l'agenzia Spaziale Europea e quella Spaziale russa. Si è utilizzato un simulatore di astronavi, situato nell'Institute of Biomedical problems dell'accademia russa delle scienze di Mosca. L'obiettivo del programma era quello di raccogliere dati che potrebbero essere utili per lo sviluppo di una possibile futura missione spaziale umana su Marte. Sono stati studiati in particolare gli effetti biomedici e psicologici indotti nelle persone che sono state costrette a vivere per un lungo periodo in un ambiente isolato e limitato. Sono stati monitorati in particolare i valori di stress, le regolazioni ormonali, le risposte del sistema immunitario, la qualità del sonno e il tono dell'umore.

### 1.4.1 Obiettivi

I principali obiettivi sono stati:

- Creazione di un sistema informativo per fornire attività di all’equipaggio, salvare e trasferire dati in formato elettronico
- Organizzazione di attività per l’equipaggio e la comunicazione con il controllo a terra
- Verifica dei metodi e mezzi di controllo e di monitoraggio di un habitat specifico, durante tutto il periodo della missione
- Simulazione delle attività del personale sulla superficie di Marte, e delle operazioni durante il volo
- Verifica dei metodi e dei metodi di controllo, la diagnostica e la previsione dello stato di salute, capacità di lavoro e il miglioramento dei mezzi di fornitura di assistenza medica
- Approvazione di metodi e mezzi indipendente di supporto psicologico utilizzando, per esempio, il metodo di sociomapping

### 1.4.2 Fasi

L’esperimento Mars-500, che era previsto per una durata complessiva di 640 giorni, è iniziato nel 2007 ed è stato suddiviso in tre distinte fasi. Durante ogni fase di un gruppo di volontari, selezionati dalle agenzie spaziali Europea e Russa, vive e lavora in un ambiente isolato dal mondo esterno. Le comunicazioni sono limitate, e si possono avere solo attraverso il computer, con un ritardo di risposta fino a 40 minuti, analogamente a quanto accadrebbe in una missione spaziale verso Marte. La prima fase si è svolta dal 15 novembre 2007 al 27 novembre 2007, con una durata di 15 giorni. La seconda fase è iniziata il 31 marzo 2009 ed è terminata il 14 luglio 2009, con una durata di 105 giorni. La terza fase, la più importante, è iniziata il 3 giugno 2010. Il 14 febbraio 2011, dopo più di otto mesi di simulazioni, l’equipaggio ha dovuto affrontare il compito di simulare l’atterraggio sul pianeta rosso e muovere i primi passi su una superficie che imita quella di Marte. Il 4 novembre 2011, dopo 519 giorni, l’equipaggio ha finito la terza fase.

### 1.4.3 Setup sperimentale

La struttura che ospitava il programma era composta di 5 unità abitative collegate a ciascuno di essi:

- Zona refrigerata per la conservazione di alimenti deperibili

- Modulo di alloggiamento principale EU-150 - È il soggiorno principale dell'equipaggio, composto da una struttura cilindrica 20 x 3.6 m, con un volume di 150 m<sup>3</sup>. È diviso in sei parti: un soggiorno-cucina, un soggiorno, di una sala di controllo, un bagno e due camere da letto.
- Area di stoccaggio di alimenti non deperibili
- Modulo medico UE-100 - è una struttura cilindrica di 11.9 x 3.2 metri, con un volume di 100 m<sup>3</sup>. Comprende due posti letto, servizi igienici e attrezzature mediche per la diagnosi e il trattamento. Potrebbe essere usato solo in caso di malattia di uno o più membri dell'equipaggio a non contaminare gli altri componenti
- Un fondo con un bagno, una sauna e un'area con attrezzature per la ginnastica
- Una serra sperimentale
- Modulo di archiviazione UE-250 - SI tratta di una grande struttura cilindrica 24 x 3.9 metri, diviso in 4 scomparti
- Il simulatore della superficie marziana SMS - È un grande semi-cilindrica 1.200 m<sup>3</sup> che simula le condizioni della superficie marziana. È stato utilizzato per circa un mese, da tre membri di equipaggio. Due di loro potrebbe fare le uscite simulate sulla superficie del pianeta, utilizzando tute spaziali appositamente progettato
- Simulatore di entrata in orbita attorno a Marte EC-50 - è un cilindro di 6.3 x 6.17 metri, in grado di ospitare fino a tre persone. È stato utilizzato solo nel periodo di 30 giorni in cui è stata simulata la fase orbitale attorno a Marte

#### 1.4.4 Equipaggio

L'equipaggio della prima fase era composto da 6 russi, 5 uomini e una donna in isolamento per 14 giorni; la seconda fase è stata svolta per 105 giorni ed ha coinvolto un equipaggio di 6 persone e si è conclusa il 14 luglio 2009; la terza fase ha visto impiegati oltre 6.000 persone provenienti da oltre 40 paesi. Tra i volontari scelti ci sono 3 russi, 2 europei e 1 cinese. Tutti hanno una buona conoscenza dell'inglese, ma non tutti parlano il russo. E' iniziato il 3 giugno 2010 con la partecipazione di sei volontari.

Requisiti per i volontari:

- Età: 25-50 anni
- Istruzione superiore

- Professione richiesta:
  - Medico generico con abilità di primo soccorso
  - Ricercatore medico con abilità di diagnostica in laboratori clinici
  - Biologo
  - Ingegnere specialista in sistemi di supporto vitale
  - Ingegnere specialista in informatica
  - Ingegnere specialista in elettronica
  - Ingegnere meccanico
  
- Competenze linguistiche: conoscenze di russo e inglese sia a livello professionale che per la comunicazione giornaliera

## 1.5 Obiettivi futuri

Fino ad ora sono stati fatti passi importanti, ma la curiosità e l'intraprendenza dell'uomo lo portano a cercare altro, all'esplorazione dell'infinito numero di stelle, pianeti e oggetti celesti che popolano l'Universo. Nei prossimi decenni si entrerà infatti nell'era d'oro dell'esplorazione spaziale, grazie agli sforzi e all'evoluzione dei programmi spaziali di molti paesi, e grazie anche a diverse compagnie private come SpaceX di Elon Musk.

### 1.5.1 La prima missione mineraria interplanetaria

La Deep Space Industries, impresa americana nel settore dell'industria mineraria spaziale, ha in mente di cercare materiali preziosi nei NEO (Near Earth Object), asteroidi vicini alla Terra con una distanza di circa 150.000 chilometri. L'impresa sarà effettuata con il lander Prospector-1, che avrà il compito di mappare il sottosuolo di queste pietre cosmiche ed effettuare un atterraggio. La prima risorsa cercata dal lander sarà il componente fondamentale della vita, l'acqua, con l'obiettivo di poterla utilizzare come combustibile. Una volta trovata, il prezioso liquido fornirà il carburante per garantire il ritorno sulla Terra e decretare l'inizio delle miniere spaziali. Calcoli condotti dalla NASA hanno stabilito che tutti gli asteroidi che orbitano nell'area del sistema solare tra Marte e Giove contengono circa 700 quintilioni di dollari di minerali preziosi, pari a 75 bilioni di dollari per ogni abitante del nostro pianeta. Per questo motivo, alcuni scienziati hanno affermato che il settore deve essere regolamentato il prima possibile.

### 1.5.2 Fossili su Marte

Nell'estate del 2020, un rover chiamato Mars 2020 è stato lanciato dalla Terra per raggiungere il Pianeta Rosso. Una volta atterrato il veicolo ha l'obiettivo di studiare l'abitabilità di Marte, cercando di capire se nel passato ci sia stata o meno la vita (il rover effettuerà il recupero di alcuni campioni da analizzare poi sulla Terra). Il Mars 2020 dovrà inoltre definire il clima marziano, descrivere la geologia del pianeta e prepararlo per l'esplorazione umana. Questa missione precede infatti lo sbarco dell'uomo su Marte, ed avrà lo scopo di monitorare le condizioni ambientali del pianeta, capendo al meglio dove e come proteggere i futuri esploratori.

### 1.5.3 Nuovi telescopi

Nel 2021 verrà lanciato in orbita il telescopio spaziale James Webb, che darà inizio ad una nuova generazione di telescopi, aprendo nuovi orizzonti all'astronomia. Il successore di Hubble sarà il più grande telescopio mai inviato nello spazio e procurerà immagini più dettagliate. Una differenza sostanziale di Webb è che quest'ultimo orbiterà intorno al Sole, mentre Hubble orbita invece intorno alla Terra, potrà osservare fino a 100 oggetti contemporaneamente nello spazio profondo e sarà 100 volte più potente del suo predecessore.

### 1.5.4 L'osservazione delle lune di Giove

La missione spaziale Jupiter Icy Moons Explorer (JUICE), oltre ad essere la prima missione esclusivamente europea diretta ai pianeti esterni del sistema solare, ha il compito di osservare le tre lune di Giove: Ganimede, Europa e Callisto. Tutti e tre i satelliti sono infatti i candidati ideali per la ricerca di vita, visto che sotto la superficie sembra esserci dell'acqua liquida. Il lancio è previsto per il 2022, ma la sonda arriverà nel sistema di Giove nel 2030.

### 1.5.5 Ritorno sulla Luna

Inizialmente previsto per il 2028, il ritorno sulla Luna è un obiettivo ancora inseguito dalle più importanti agenzie spaziali. La NASA, con la missione chiamata Artemis, ha l'intenzione di ritornare sul satellite e implementare una base stabile. L'obiettivo è infatti quello di realizzare un Gateway lunare, una sorta di Stazione Spaziale Internazionale in orbita intorno alla Luna. Questa struttura verrà costruita nel corso del tempo e potrà ospitare quattro astronauti contemporaneamente, non solo della NASA, ma anche di altre agenzie come l'ESA. L'obiettivo finale sarà poi la costruzione di una base permanente sul nostro satellite.

### 1.5.6 Missione Athena

Athena sarà un sofisticato osservatorio a raggi X che dovrebbe partire dalla Terra nel 2028. Non avrà il compito di analizzare le stelle o i pianeti, ma investigherà sui misteri energetici dell'Universo, come i lampi gamma e i buchi neri. Determinare l'evoluzione fisica degli ammassi e dei gruppi di galassie primordiali, e scoprire il legame tra un buco nero supermassivo e la sua galassia d'appartenenza, sono alcuni degli obiettivi della missione ATHENA (Advanced Telescope for High Energy Astrophysics).

Nei prossimi anni non mancheranno lo studio dell'origine e la struttura dell'universo (la materia oscura è uno degli argomenti cardine di questo settore), la ricerca di vite extraterrestri e le scoperte di pianeti extrasolari, la colonizzazione (e l'utilizzo) di corpi celesti minori (comete e asteroidi) e lo sviluppo di nuove tecnologie che troverebbero, poi, un più vasto campo applicativo anche in altri settori.

## 1.6 Sistemi di trasporto

I principali mezzi di trasporto utilizzati sono dei razzi vettori, funzionanti tramite una reazione di combustione chimica tra idrogeno e ossigeno. Risultato della reazione è la produzione di vapore acqueo che, espulso dall'ugello, imprime al razzo una spinta sufficiente al superamento della velocità di fuga sulla superficie del pianeta che nel caso della Terra pari a circa 11,2 km/s. Le complicazioni ad essi prevalentemente correlate sono: grandi masse da portare in orbita, di cui il carico utile costituisce solo l'1%, grandi costi in attrezzature e in vite umane. Il trasporto di esseri viventi avviene attraverso la combinazione di capsule spaziali o navette spaziali riutilizzabili e vettori di lancio. La principale differenza tra le capsule e le navette è che queste ultime sono in grado di essere manovrate nell'atmosfera. Sono oggetto di studio i sistemi monostadio, ovvero che consentano il recupero ed il riutilizzo di tutto il sistema di lancio. Il trasferimento trans-orbitale è avvenuto finora per mezzo di sistemi propulsivi integrati nella sonda spaziale o satellite. In alcune missioni trans-planetarie si è scelto di montare all'interno della sonda madre, una sonda secondaria - spesso un lander. La navigazione nello spazio interplanetario, in questi casi, è affidata alla sonda madre. In vicinanza dell'obiettivo avviene lo sgancio e la sonda secondaria inizia la sua missione. Prima di entrare nello specifico si prende in considerazione il tipo di propulsione disponibile per queste missioni:

### Propulsione adottata

La tecnologia proposta per i sistemi di propulsione di discesa e salita DRA 5.0 su Marte utilizza una combinazione di propellente LOX/CH<sub>4</sub>. Il sistema di propulsione basato su O<sub>2</sub> è stato scelto non solo per migliorare le prestazioni, ma anche perché

l'ISRU potesse essere utilizzato per produrre la quantità di  $O_2$  necessaria per la salita da Marte invece di doverla trasportare dalla Terra. Attualmente non sono in produzione motori LOX/CH<sub>4</sub> alimentati a pompa, ma sono in fase di sviluppo solo motori alimentati a pressione. Per produrre un motore ad alimentazione a pompa affidabile e in grado di soddisfare i requisiti richiesti sono necessarie molte ricerche e prove. I motori LOX/CH<sub>4</sub> devono azionarsi dopo un lungo periodo di inattività. Senza i turbocompressori rotanti, i motori ad alimentazione a pressione sono molto più semplici e affidabili dei loro omologhi alimentati a pompa. Tuttavia, mentre la massa a secco del motore alimentato a pressione è inferiore a quella del motore alimentato a pompa, la massa complessiva del sistema di alimentazione è molto più elevata a causa della pressione che deve essere mantenuta nei serbatoi del propellente, si parla infatti di 250 psi del primo caso contro i 50 psi del secondo. Anche il peso del pressurizzante per l'elio richiesto è maggiore, e stesso discorso si può fare per i serbatoi. Per questo motivo i motori alimentati a pompa sono scelti per i motori CH<sub>4</sub>. Inoltre, il lavoro e i test necessari per verificare che il motore LOX/LH<sub>2</sub> si avvii dopo lunghi periodi d'inattività risolverebbero il problema della capacità di avviamento LOX/CH<sub>4</sub>. Per quanto riguarda la propulsione termica nucleare si può dire sia una tecnologia che ha il potenziale per realizzare future missioni umane su Marte con requisiti di massa ragionevoli e un numero credibile di lanci per il vettore Ares V. È stato dimostrato che tale tecnologia ha assicurato alti livelli di TRL, durante i programmi Rover/NERVA nel sito di prova del Nevada, per i quali sono state sviluppate e testate varie combinazioni di carburante e un'ampia gamma di motori. Quasi alla fine del programma open - air il test dei motori è proseguito in modo più specifico utilizzando un sistema per trattare lo scarico di  $H_2$ .

La scelta tra propulsione nucleare e chimica non dipende solo da considerazioni legate alla propulsione, al numero di missioni da effettuare o la riutilizzabilità dei veicoli interplanetari, ma anche da il periodo generale in cui è prevista la missione su Marte, infatti più lungo è questo periodo, più facilmente la propulsione nucleare sarà disponibile per la missione; il costo della satellizzazione, che può diminuire anche in maniera significativa se si verificasse un maggiore coinvolgimento di organizzazioni private nelle attività spaziali, o lo sviluppo di attività come il turismo spaziale o l'estrazione mineraria da asteroidi.

### 1.6.1 Mars Vehicle (MV)

Partiamo dal presupposto che più sono pesanti i carichi in gioco, più potenza serve per spingerli verso l'alto, ed è questo il motivo per cui i razzi di alcune missioni spaziali sono così grandi. Mars Vehicle (MV), il nuovo veicolo spaziale presentato da Elon Musk sarà il più grande razzo mai realizzato nella storia, più grande del Saturn V, il lanciatore che alla fine degli anni Sessanta spinse per la prima volta l'uomo verso la Luna. Secondo i progetti di SpaceX, il MV sarà in fibra di carbonio,

alto 122 metri con un diametro di 12 metri e sarà spinto da motori Raptor, costruiti come un'evoluzione dei Merlin usati già oggi sui Falcon 9, ma con la differenza di essere alimentati a metano. Un primo test di accensione a terra di un Raptor è stato eseguito dai tecnici di SpaceX, con esiti soddisfacenti, ma saranno ancora necessari molti test prima di avere una versione definitiva e funzionante del motore. Il MV si divide in due parti: il primo stadio occupa più spazio, è un cilindro alto 77,5 metri contenente i serbatoi per il propellente e alla sua base ospita 42 Raptor che forniscono la potenza necessaria per portare in orbita intorno alla Terra il secondo stadio, cioè l'astronave vera e propria alta 49,5 metri. Questa ha sulla sua sommità una grande area in cui secondo Elon Musk potranno essere ospitati tra i 100 e i 200 passeggeri, una sezione per il trasporto delle merci, e i grandi serbatoi per il propellente che azionano altri 9 motori Raptor, per spingerla durante il viaggio interplanetario.

### 1.6.2 Heavy-lift Launch Vehicle

Si compone di due razzi riutilizzabili a 5 segmenti (RSRB), un nucleo principale alimentato da cinque motori Pratt & Whitney Rocketdyne RS-68B, uno stadio di partenza dalla Terra (EDS) alimentato da un Pratt & Whitney Rocketdyne J-2X e una copertura del carico utile. Questo veicolo ha un peso al decollo di circa 3,3 t e un'altezza di 110,3 m. Un modello così descritto per una missione su Marte potrebbe essere troppo costoso e difficile da realizzare per questo si pensa di realizzare un design come quello di Ares V attualmente in fase di progettazione per la missione lunare. Come il design di Ares V si evolve per la missione umana di ritorno dalla Luna, le sue capacità e prestazioni devono essere continuamente monitorate per poter soddisfare i requisiti base per una missione su Marte. Durante lo studio della natura di Marte sono state esaminate diverse configurazioni della copertura per determinare l'effetto delle dimensioni della copertura e dell'orbita di consegna sulle prestazioni complessive dell'architettura non solo sul veicolo di lancio, ma sul sistema di trasporto interplanetario, sul sistema EDL e su altri payload di missione. Le dimensioni della copertura studiate variavano da 12 a 35 m di lunghezza e da 8,4 a 12 m di diametro. La lunghezza di tale copertura è stata ipotizzata in definitiva con un valore di 30 m, in cui viene incluso il cono di transizione con diametro esterno di 10 m.

### 1.6.3 Crew Exploration Vehicle/Earth Return Vehicle

Un modulo CEV per il modello Orion viene lanciato come parte della massa del carico utile del MTV per l'equipaggio su un Ares V. La versione dell'ISS dell'Orion, lanciata da Ares 1, trasferisce membri dell'equipaggio di Marte in un'orbita che corrisponde all'inclinazione e all'altitudine della MTV in orbita. Successivamente viene catturato il CEV, che sta conducendo un approccio standard di rendezvous e di attracco tipico dell'ISS all'MTV. Dopo l'attracco del CEV, l'equipaggio esegue

un controllo delle perdite per poi aprire i portelli. Una volta che le attività di trasferimento dell'equipaggio e del carico sono complete, la consegna dell'equipaggio al CEV viene effettuata in preparazione alla TMI. Il blocco Orion che è stato consegnato su Ares V, è configurato a uno stato inattivo e rimane ancorato all'MTV per il viaggio su Marte e ritorno sulla Terra. Vengono effettuati controlli periodici sanitari dei sistemi e di monitoraggio dalla Terra e dall'equipaggio durante la missione. Man mano che l'MTV si avvicina alla Terra al completamento della missione di andata e ritorno, l'equipaggio esegue un controllo sanitario di pre-carico di tutti i sistemi critici per l'ingresso, si trasferisce al CEV ed esegue i controlli delle perdite. Infine si stacca dall'MTV. L'MTV è designato per un volo terrestre con successivo smaltimento nello spazio eliocentrico. Il CEV parte dall'MTV dalle 24 alle 48 ore prima dell'ingresso sulla Terra e definisce un bersaglio a bordo, convalidato a terra, e lo raggiunge attraverso il corridoio d'ingresso adeguato. Durante questa fase il CEV CM si sposta sull'interfaccia di ingresso corretta (EI) ottenendo un accesso diretto al sito di atterraggio. Il CEV esegue un atterraggio in acqua e quindi si può procedere con il recupero dell'equipaggio e del veicolo.

#### 1.6.4 Mars Entry, Descent, and Landing

Il design del sistema EDL è stato sviluppato utilizzando un aeroshell con lancio a doppio uso copertura- ingresso con lunghezza di 30 m, diametro di 10 m ed un'orbita di parcheggio predefinita. Sono stati sviluppati progetti di sistemi EDL sia per i lander cargo che per quelli habitat che usano l'aerocapture per MOI mentre l'MTV con equipaggio utilizza MOI propulsivo. Nel caso in cui l'aerocapture fosse utilizzato per raggiungere l'orbita di Marte, lo stesso aeroshell sarebbe utilizzato sia per l'aerocapture che per la fase EDL, sebbene sarebbe necessaria una massa TPS (Thermal Protection System) aggiuntiva per adattarsi al riscaldamento aggiuntivo associato alla manovra di aerocapture. È stata identificato un profilo di entrata che minimizzerebbe i requisiti di carburante propulsivo di discesa terminale, la massa TPS e farebbe atterrare il veicolo a 0 km all'altitudine desiderata, Mars orbiter laser altimeter (MOLA). Diverse architetture di configurazione EDL sono state prese in considerazione, tutte includendo un ingresso totalmente propulsivo. I deceleratori aerodinamici supersonici, compresi i paracaduti e i dispositivi aerodinamici gonfiabili, sono stati considerati anche per la fase di discesa. Invece i modelli di prestazione e di massa per la scala e le dimensioni richieste per i sistemi non sono stati presi in considerazione. L'estrapolazione in termini di prestazioni e masse dai riferimenti disponibili era troppo grande per queste tecnologie da valutare come opzioni praticabili nello spazio commerciale. L'architettura EDL di riferimento che alla fine è stata selezionata è un sistema di ingresso aero assistita ipersonico, con un aeroshell con rapporto medio di portanza-trascinamento (L/D). Un sistema propulsivo a combustibile LOX/LCH<sub>4</sub> e un controllo RCS (Reaction Control System) durante la fase

di ingresso e la discesa finale verso la superficie. Il veicolo di risalita su Marte utilizzato per gli studi di riferimento di DRA 5.0 trasporta nominalmente un equipaggio di sei persone tra la superficie di Marte e l'MTV. Alla luce della raccomandazione che le tecnologie ISRU sono utilizzate per la produzione di carburante per risalite, il Mars ascent vehicle è posto sulla superficie di Marte aspettando finestra di lancio ottimale prima della partenza dell'equipaggio e solo dopo che il veicolo di ascesa è stato completamente rifornito, l'equipaggio può intraprendere il viaggio attraverso l'MTV.

## Capitolo 2

# Mars Sample Return e codice genetico

### 2.1 MSR

Una missione Mars Sample-Return ( MSR ) è una missione di volo spaziale con l'intento di raccogliere campioni di roccia e polvere su Marte e poi riportarli sulla Terra. Nel tempo sono state studiate diverse missioni concettuali, ma nessuna di queste è stata concretizzata. NASA-ESA, l'agenzia spaziale russa e quella cinese hanno proposto tre diversi concetti di missione a riguardo. L'Unione Sovietica ha pianificato una MSR, Mars 5NM, nel 1975, ma è stata cancellata a causa dei ripetuti fallimenti del razzo N1 che sarebbe dovuto essere utilizzato per lanciarla. Nel 1979 sono state annullate due missioni MSR, Mars 5M (Mars-79), a causa dell'elevata complessità e per problemi tecnici. Per almeno tre decenni gli scienziati occidentali hanno sostenuto il programma MSR lanciato dall'Unione Sovietica. Inizialmente, era stata pianificata una missione per riportare i campioni entro il 2008, poi annullata a seguito di una revisione del programma; il programma Mars Exploration degli Stati Uniti, nato dopo il fallimento di Mars Observer nel settembre 1992; all'inizio del 2011, il National Research Council's Planetary Science Decadal Survey, che ha definito le priorità di pianificazione delle missioni per il periodo 2013-2022 su richiesta della NASA e del NSF. Nel settembre 2012, il Mars Program Planning Group degli Stati Uniti ha approvato una MSR per gli anni 2020, dopo aver valutato i piani a lungo termine di Marte.

Nel 2008 la MEPAG ND-SAG ha individuato dieci obiettivi scientifici per la MSR. Tuttavia, è importante notare che la scelta del luogo di atterraggio svolgerebbe un ruolo fondamentale nel determinare quanti di questi obiettivi possano rientrare nel piano di missione e con quale livello di dettaglio dovranno essere presi in considerazione. In ordine di priorità si ha:

- determinare la composizione chimica, mineralogica e isotopica di carbonio, azoto, zolfo e altri elementi con i quali ci si trova a contatto e caratterizzare le fasi di carbonio, azoto e zolfo, al fine di documentare i processi che potrebbero sostenere la presenza di vita su Marte sia oggi che in passato
- valutare le tracce dei processi prebiotici, della vita passata e/o della vita esistente su Marte caratterizzando le indicazioni di questi fenomeni sotto forma di struttura/morfologia, biominerali, composizioni organiche molecolari e isotopiche e altre tracce nelle ere geologiche
- studiare le interazioni tra acqua e roccia marziane attraverso lo studio dei loro prodotti minerali
- determinare l'età dei principali processi geologici marziani, compresa la sedimentazione, diagenesi, vulcanismo/plutonismo, formazione di regolite, alterazione idrotermale, alterazioni atmosferiche e crateri
- comprendere i paleo-ambienti e la storia delle acque su Marte individuando le componenti clastiche e chimiche, i processi depositali e le storie post-deposizionali delle sequenze sedimentarie
- determinare il meccanismo e la tempistica dell'accrescimento planetario, la differenziazione e la successiva evoluzione della crosta marziana, del mantello e del nucleo
- determinare come si è formato e modificato la regolite marziana, come e perché differisce da un luogo all'altro
- determinare i rischi per i futuri esploratori umani, la tossicità dei materiali e delle polveri/granulari e contribuire alla valutazione delle potenziali risorse in situ per fondare una colonia umana su Marte
- per le conoscenze attuali della superficie marziana e gli ambienti del sottosuolo accessibili, determinare la presenza di tracce chimiche di organismi viventi e la chimica prebiotica, valutando lo stato di ossidazione in funzione della profondità, della permeabilità
- determinare la composizione iniziale dell'atmosfera marziana, i cambiamenti nelle ere geologiche e le interazioni con gas generati dalla superficie

Recentemente le varie agenzie spaziali si sono attivate nella definizione di una possibile missione, proponendo varie soluzioni. Si prende in considerazione in breve la proposta della Nasa con la collaborazione dell'ESA: A metà del 2006, il gruppo di lavoro International Mars Architecture for the Return of Samples (iMARS) è stato istituito dall'International Mars Exploration Working Group (IMEWG) per

delineare i requisiti scientifici e ingegneristici di una missione di ritorno di campioni su Marte sponsorizzata ed eseguita a livello internazionale in il periodo di tempo 2018-2023. Nell'ottobre 2009, la NASA e l'ESA hanno istituito la Mars Exploration Joint Initiative per procedere con il programma ExoMars, il cui obiettivo finale era quello di prelevare dei campioni dal suolo di Marte e riportarli sulla Terra per poterli analizzare. La prima missione di ExoMars sarebbe stata lanciata nel 2018 per restituire campioni nel periodo 2020-2022. La cancellazione del rover memorizzato nella cache MAX-C, e successivamente il ritiro della NASA da ExoMars, ha respinto una missione di ritorno del campione a una data indeterminata. A causa dei limiti di budget, la missione MAX-C è stata annullata nel 2011 e la cooperazione complessiva nel 2012. Nell'aprile 2018 è stata firmata una lettera di intenti dalla NASA e dall'ESA che potrebbe fornire una base per una missione di ritorno del campione su Marte. Nel luglio 2019, è stata proposta un'architettura della missione per riportare campioni sulla Terra entro il 2031. Prima di entrare nello specifico è bene chiarire alcuni concetti legati a questo tipo di missione.

### **2.1.1 Architettura di lancio**

La NASA ha proposto diverse strategie per portare un campione di Marte sulla Terra, tra cui un tipo di lancio multiplo, un tipo di lancio singolo e un lancio di rover multiplo, per una missione che sarebbe dovuta iniziare nel 2018. Dei campioni sarebbero raccolti e memorizzati nella cache dal rover Mars 2020, e sarebbero stati lasciati sulla superficie di Marte per un possibile recupero successivo. Un fetch rover recupererebbe i campioni di cache e li consegnerebbe a un veicolo di risalita su Marte (MAV). Nel luglio 2018, la NASA ha stipulato un contratto con Airbus per produrre un concetto di fetch rover. Il MAV dovrebbe partire da Marte ed entrare in un'orbita di 500 km, per poi incontrare un nuovo orbiter su Marte. Il contenitore del campione verrebbe trasferito a un veicolo di ingresso sulla Terra (EEV) che lo porterebbe sulla Terra, entrerebbe nell'atmosfera sotto un paracadute ed infine recuperato per le analisi in laboratori sicuri appositamente progettati.

#### **Architettura a singolo lancio**

Si potrebbe effettuare una missione del tipo MSR tramite propulsione solare-elettrica effettuando un singolo lancio. Si utilizzerebbe un propulsore a effetto Hall alimentato da energia solare, comportando un notevole risparmio di propellente rispetto alla propulsione chimica, consentendo di lanciare insieme lander e veicolo di ritorno. In questo elaborato si farà riferimento a tale architettura per svolgere i calcoli e trovare i risultati.

### **Architettura a due lanci**

In questo tipo di architettura la missione di ritorno del campione durerebbe due lanci con un intervallo di circa quattro anni. Il primo lancio sarebbe per l'orbiter, il secondo per il lander. Il lander includerebbe i due stadi, ed il solido alimentato Mars Salita Vehicle (MAV).

### **Architettura a tre lanci**

Secondo questo tipo di architettura la missione di ritorno del campione verrebbe suddivisa in un totale di tre lanci. In questo caso il rover per la raccolta di campioni verrebbe lanciato separatamente per atterrare prima su Marte ed eseguire analisi e raccolta di campioni per una durata di almeno 500 giorni marziani. Alcuni anni più tardi, un orbiter Mars verrebbe lanciato, seguito da un lander che porta il due stadi, solido alimentato Mars Salita Vehicle (MAV). Il lander porterebbe un piccolo e semplice fetch rover, la cui unica funzione sarebbe quella di recuperare i contenitori dei campioni dalle cache lasciate in superficie o direttamente dal rover Perseverance. Verrebbero restituiti al lander dove verrebbero caricati sul MAV per la consegna all'orbiter e quindi essere inviati sulla Terra. Questo design semplificherebbe la pianificazione dell'intero progetto; inoltre il programma potrebbe fare affidamento sul sistema di atterraggio di successo sviluppato per il Mars Science Laboratory , evitando i costi ed i rischi associati allo sviluppo ed al test di un altro sistema di atterraggio da zero. Anche la NASA potrebbe pensare di cambiare il Sample Return Lander in una missione con due lander, uno che trasporta un rover per raccogliere campioni e l'altro che trasporta il Complex Mars Ascent Vehicle che lancerebbe il contenitore del campione in orbita. Inoltre, la NASA potrebbe cambiare i pannelli solari sul lander con il generatore termoelettrico a radioisotopi, una fonte di energia nucleare che garantisce una maggiore durata, una migliore protezione termica ed un funzionamento sicuro se trasportati nella stagione delle tempeste di polvere su Marte, ma questi cambiamenti devono ancora essere analizzati nel dettaglio dagli scienziati della NASA.

Uno dei sistemi più importanti da prendere in considerazione per una MSR con la possibilità di avere un equipaggio umano, è il sistema EDL (entry descent landing system) ovvero il sistema di entrata in atmosfera marziana e di atterraggio sul pianeta. I sistemi EDL dipendono fortemente dalla massa e dalla forma del veicolo di atterraggio, rendendo impossibile qualificare tali sistemi utilizzando veicoli in scala ridotta. È invece teoricamente possibile procedere al test di tali sistemi nella prima fase della missione umana, utilizzando un carico che viene inviato alla superficie di Marte qualche anno prima dell'equipaggio. Tuttavia, tale opzione è molto rischiosa in quanto il TRL di tali sistemi è molto basso, l'ambiente marziano è rigido, le incertezze sono elevate e potrebbe essere necessario effettuare dei test con esito

positivo per confermare l'affidabilità dei sistemi ad un livello accettabile per una missione di questo tipo. Diventa quindi importante effettuare una missione robotica preliminare: dato che un payload deve essere inviato sulla superficie, questa è anche una buona opportunità per includere esperimenti scientifici, raccogliere campioni e testare altre importanti tecnologie. Quindi una Heavy Mars Sample Return (HMSR) è un passo logico che deve essere implementato prima di una missione umana su Marte. Attraverso una HMSR si può:

- testare e qualificare in modo completo i sistemi EDL
- utilizzare e migliorare l'affidabilità del lanciatore pesante scelto per la missione
- svolgere test del trasporto interplanetario: il veicolo che dovrà essere inviato su Marte è necessario che sia di massa e forma simile a quello progettato per una futura missione umana
- svolgere test dei sistemi di utilizzo delle risorse in situ per la produzione di propellente
- svolgere test di un MAV (Mars ascent vehicle)
- svolgere test delle operazioni da svolgere nello spazio profondo

### 2.1.2 Approcci alla MSR

Data la limitata capacità di analisi disponibile dalle indagini svolte fino ad oggi su Marte, si cerca di riportare dei campioni prelevati dalla superficie marziana, sulla Terra per consentire dei test e delle analisi. Si identificano tre possibili approcci per svolgere questo compito.

#### **Approccio Brute Force (BF)**

In questo caso, un veicolo di lancio della classe del Titan IV sarebbe utilizzato per portare sulla superficie di Marte un payload molto grande costituito da un lander, un Mars Ascent Vehicle (MAV) dal peso di circa 500 kg, alimentato per una salita da Marte e da un ERV per il ritorno sulla Terra. Nel lander è presente un rover robotizzato che viene spedito in esplorazione per raccogliere campioni di carattere geologico. Questi quindi vengono poi caricati a bordo di una capsula posta sul veicolo di lancio (MAV). Quando si apre la finestra di lancio da Marte verso la Terra, circa 1,5 anni dopo l'arrivo, il MAV sale in orbita e parte verso la Terra. Avvicinandosi alla Terra, la capsula si separa dal resto del veicolo ed effettua un rientro ad alta velocità, molto simile a una capsula Apollo. A seconda del design, la capsula può essere decelerata da un paracadute o semplicemente si può utilizzare un materiale come legno di balsa o polistirolo per ammortizzare l'impatto nel deserto. La missione

Brute Force pur essendo abbastanza semplice dal punto di vista concettuale, risulta molto costosa, come tutte le missioni di esplorazioni robotiche. Infatti dal punto di vista economico il Titan IV costerebbe intorno ai 400 milioni di dollari, e il lander per portare indietro il campione rifornito di carburante per il rientro è anch'esso molto costoso. Sono stati eseguiti diversi studi per una MSR con l'approccio brute force, ma il suo elevato costo ha reso la missione difficilmente realizzabile. Per ridurre il costo dell'approccio Brute Force si potrebbe utilizzare un Proton russo come veicolo di lancio. Un problema è di carattere tecnico a questo proposito, in quanto il grande carico utile richiesto dalla missione BF richiede un grande scudo termico, che potrebbe non essere in grado di adattarsi all'interno dei 3,6 metri di diametro del Proton considerando che il Titan IV ha un diametro interno di 4,6 metri.

### **L' approccio Orbital Rendezvous (OR)**

Una delle alternative all'approccio Brute Force è il Mars Orbital Rendezvous, o piano OR. In questo schema, due navicelle spaziali sono inviate su Marte, ciascuna lanciata da un booster Delta 2 con costi relativamente bassi, di circa 55 milioni di dollari ciascuno. Una navicella rimane nell'orbita marziana ed è pronta per ritornare sulla Terra, mentre l'altra scende sulla superficie marziana con un MAV, equipaggiato con un rover, e pieno di carburante per ritornare nell'orbita di Marte. Il rover viene utilizzato per raccogliere i campioni e successivamente il MAV decolla per l'orbita marziana dove esegue un rendez-vous autonomo ed attracca con l'ERV (Earth return vehicle). Il campione viene quindi trasferito dal MAV alla capsula di rientro a bordo dell'ERV. Successivamente le due navicelle si separano, il MAV rimane in orbita marziana con la funzione di ascensore e l'ERV rimane in attesa in orbita marziana fino a quando si apre la finestra di lancio verso la Terra.

Il resto della missione procede come nella missione Brute-Force.

Il principale punto a favore dell'approccio OR è la riduzione dei costi di lancio rispetto al programma Brute Force. Il MAV deve solo effettuare il volo di andata verso Marte, non tutta la strada di ritorno verso la Terra, e inoltre deve solo riportare in orbita il campione e non l'intera navicella di rientro, come nell'approccio Brute Force. Così il lander, necessario per consegnarlo, può essere più piccolo, più leggero e più economico. Tuttavia l'approccio OR presenta dei problemi quali:

- in primo luogo sono necessari due lanci e se uno dei due fallisce comporta il fallimento della missione
- in secondo luogo sono necessari due veicoli spaziali completi, ciascuno dei quali deve essere progettato, costruito, controllato e sottoposto a prove ambientali di lancio, e ciascuno di essi deve essere integrato in un veicolo di lancio;

Di conseguenza si raddoppierebbero i costi di missione. Inoltre, le interfacce tra le due navicelle spaziali devono essere perfette, non solo in fabbrica, ma anche dopo il lancio e gli anni di volo nello spazio e di ciclo termico. Un problema di progettazione molto difficile da risolvere in quanto non si possono effettuare dei test prima della missione effettiva. La storia delle missioni robotiche su Marte fino ad oggi dà un'idea abbastanza precisa di quanto rischiosa sia una tale proposta. Infine, il rendez-vous autonomo e il trasferimento di campioni in orbita marziana necessitano di una tecnologia che sarà molto costosa da sviluppare e che non potrà essere testata prima della missione. Ciò moltiplica ulteriormente il rischio associato a questo approccio. Nel tentativo di rendere l'approccio OR più sicuro ed utilizzabile, si sono prese in considerazione alcune idee quali per esempio quella di attribuire il costo dei due lanci necessari a missioni separate oppure di far volare il rover in una missione precedente. In questo modo i costi delle operazioni possono essere addebitati ad altre missioni. In questo caso però si aggiunge la necessaria conseguenza che il lander che trasporta il MAV dovrà eseguire un atterraggio con precisione quasi puntuale vicino al rover. Ancora una volta, questa fase non può essere testata in anticipo, ma rappresenterebbe un drastico miglioramento (si parla di circa 5 ordini di grandezza) rispetto allo stato attuale della precisione, che comporta errori di atterraggio fino a 100 km. In un recente studio, si è visto che effettivamente la massa poteva essere ridotta anche attraverso l'eliminazione del carrello di atterraggio, a condizione che il MAV potesse volare direttamente vicino al rover e sorvolarlo mentre i campioni venivano rapidamente trasferiti. I requisiti tecnologici per compiere una tale manovra sono talmente superiori allo stato attuale della tecnologia, per cui si ritiene che una manovra del genere possa essere effettuata solamente in caso di emergenza in quanto il lancio dei campioni dal suolo marziano deve essere molto preciso e la cattura in orbita è molto difficile. Si è pensato inoltre di spostare il luogo del rendez-vous dall'orbita marziana allo spazio interplanetario. In questo modo si potrebbe risparmiare del propellente per quanto riguarda l'ERV, perché non deve effettuare operazioni in orbita marziana e quindi non deve compensare l'attrazione dell'atmosfera, ma questo aggiunge non solo una notevole quantità di propellente al MAV, ma è indispensabile che il MAV sia in grado di eseguire un rendez-vous iperbolico nello spazio profondo con un ERV che si muove a una velocità relativa di 5 km/s rispetto a Marte. Questa potrebbe essere un'incognita difficile da poter garantire in quanto dal punto di vista dei sistemi dell'ingegneria del MAV, bisogna andare a considerare il fattore maltempo presente alla data di decollo preimpostata.

### **Opzione Propellente in situ**

Questo terzo approccio prende il nome di In-Situ Propellant Production, o ISPP. Nell'approccio ISPP un Delta 2 viene utilizzato per inviare un singolo MAV senza propellente alla superficie marziana insieme ad un rover. Mentre il rover raccoglie campioni, il MAV utilizza un piccolo impianto chimico di bordo, per trasformare il

gas presente nell'atmosfera marziana in propellente per razzi, riempiendo i serbatoi del MAV. Sono stati ideati sistemi di produzione di monossido di carbonio/ossigeno e metano/ossigeno per creare il propellente per il MAV. Il propellente necessario per il volo di ritorno viene prodotto nel tempo d'attesa della finestra di lancio per il rientro sulla Terra, poi con i campioni raccolti il MAV decolla e ritorna direttamente sulla Terra, come nel caso della missione Brute Force. Il ritorno diretto sulla Terra è possibile con una navicella spaziale lanciata da Delta perché, insieme al lander, hanno dovuto portare solo il MAV (si parla di masse in gioco di circa 70 kg) sulla superficie marziana, invece della massa maggiore necessaria per eseguire la missione Brute Force. Dal punto di vista economico la missione ISPP è probabilmente la migliore tra i piani di missione presi in considerazione, perché invece di impiegare un Titan IV con una grande navicella spaziale o due Delta con due piccole navicelle, può essere utilizzato un solo Delta con una piccola navicella. Inoltre, il rischio è molto più basso rispetto al piano OR perché la tecnologia richiesta per l'impianto di produzione di propellente in situ (ISPP) può essere completamente testata in anticipo nelle camere di simulazione del suolo marziano presenti sulla Terra. Inoltre l'unità ISPP rappresenta un sistema meno complesso rispetto all'avionica richiesta per un rendez-vous autonomo in orbita marziana. Un'unità ISPP a grandezza naturale che produce sia metano che ossigeno è stata costruita e ha dimostrato di operare con successo alla Martin Marietta corporation, con un costo di 47.000 dollari per quanto riguarda la Fase I, e 110.000 dollari per la Fase II.

### 2.1.3 Stime di costo e di massa per le missioni di tipo MSR

La missione ISPP descritta ha una Trans-Mars injection di circa 540 kg, con un margine di lancio dell' 85% se lanciata da un Delta 7925. Il costo stimato dalla Lockheed Martin è di 302 milioni di dollari. Questo costo comprende non solo la navicella spaziale, ma anche il lanciatore, tutte le operazioni, lo sviluppo tecnologico, le riserve, i profitti e tutto il necessario per la missione. Si è effettuata un'analisi dei costi anche per una missione con approccio di tipo brute force e una relativa a quella con approccio orbital rendez-vous. Tuttavia in questi studi sono state utilizzate ipotesi molto diverse, e svolgendo un'analisi più approfondita:

- nella missione ISPP non sono stati ipotizzati progressi tecnologici dell'avionica oltre a quelli effettivamente previsti per i lander del 2001 utilizzati per il programma Mars Surveyor
- nel caso della missione OR sono stati ipotizzati prodotti dell'avionica molto più leggeri, così come la propulsione avanzata CPF (con impulsi specifici di circa 400 s), e il costo di sviluppo di questi sistemi non è stato incluso nel costo della missione OR

- la missione OR ha mantenuto la massa e i costi bassi, impiegando una navicella spaziale di tipo single string (si parla quindi di uno spacecraft senza elementi di backup) per la discesa su Marte, la salita e il rendez-vous, il che presenta un livello intollerabile di rischi. Inoltre non è stato incluso nel costo della missione il rover necessario per raccogliere il campione prima dell'arrivo dell'ERV nel luogo previsto per il rendezvous

Riguardo la probabilità di successo della missione, si è preso in considerazione l'ipotesi che una navicella spaziale interplanetaria di tipo double string (in questo caso si parla di uno spacecraft con ridondanza doppia e quindi con la presenza di elementi di backup) abbia una probabilità di successo di 0,7, una navicella spaziale single string abbia una probabilità di successo di 0,5 e ogni operazione non testata da una navicella spaziale di tipo double string abbia una probabilità di successo di 0,9 mentre ogni operazione non testata da una navicella spaziale single string abbia una probabilità di successo di 0,8.

#### **2.1.4 Mars Sample Return precursore di una missione umana**

Sono stati proposti numerosi scenari per le missioni umane su Marte, ma attualmente non c'è la prevalenza di una rispetto ad un'altra. Lo scenario più dettagliato, ma anche il più complesso, è quello della NASA. Secondo lo studio della NASA, esiste un lungo elenco di tecnologie che devono essere sviluppate e testate, prima che la prima missione possa essere intrapresa, che richiedono una pianificazione integrata. Un gruppo internazionale, ISECG, sta lavorando sul futuro dell'esplorazione spaziale, proponendo una possibile tabella di marcia con un elenco di tecnologie e capacità che potrebbero essere sviluppate per l'attuazione di diverse missioni verso destinazioni intermedie, come la Luna, lo spazio profondo e gli asteroidi della terra. Tra quella una che sicuramente risulta molto importante per una corretta qualifica dei sistemi per una missione del genere è la Heavy Mars Sample Return (HMSR): può essere programmata in modo tale che sia possibile testare il lanciatore pesante, tipicamente un lanciatore di classe Space Launch System con capacità in orbita LEO da 130t, e i sistemi di trasporto interplanetario che dovrebbero essere utilizzati con l'equipaggio. Pur non essendo una effettiva Mars Sample Return (MSR), rispecchia le caratteristiche di una missione intermedia con lo scopo finale di poter effettuare una missione umana. Inoltre è possibile qualificare numerosi sistemi sulla Terra, anche se si suggerisce che nel rapporto ISECG c'è solo una convalida parziale. È il caso della mobilità di superficie. La differenza tra la Luna e Marte è allo stesso livello della differenza tra la Terra e Marte. Il rapporto gravitazionale è di 1/3 in entrambi i casi, la geologia è completamente diversa e anche l'atmosfera non è comparabile. Inoltre, è più facile simulare gli ambienti marziani sulla Terra che sulla Luna. Per esempio, alcuni campioni di rocce e polvere possono essere riportati da Marte con l'aiuto di

robot e poi ricreati chimicamente in laboratori sulla Terra. Le tempeste di polvere possono anche essere parzialmente riprodotte in laboratorio, mentre tali condizioni non possono mai essere soddisfatte sulla Luna. E' pertanto necessario che i veicoli di superficie e le tute spaziali risultino di qualità elevata già nei test sulla Terra. Lo stesso ragionamento vale per i sistemi di erogazione della potenza necessaria in superficie. La HMSR è infatti l'unica missione che permette di qualificare l'EDL. Tenendo conto di ciò che può essere qualificato sulla Terra, oltre ad una missione in orbita LEO, qualsiasi altra missione fornisce i test complementari e le qualifiche richieste. In particolare, nel caso di una missione in un'orbita terrestre, in un'orbita lunare o sulla superficie della Luna, si ritiene che la stessa sia sufficientemente lunga e in totale autonomia per testare i sistemi di supporto vitale e lo sfruttamento del modulo abitabile nel contesto della preparazione per il trasferimento interplanetario Terra - Marte. Considerando tutte le missioni possibili, supponendo che la Heavy Mars Sample Return sia nella roadmap e che si desideri ridurre al minimo i costi e la durata della fase preparatoria, la seconda missione più semplice è probabilmente in orbita cislunare, HEO (High Earth Orbit): non sarebbe necessaria una missione sulla superficie della Luna per soddisfare gli obiettivi preannunciati, ma potrebbe fornire esperienze complementari. Nel corso di queste missioni, verrebbero effettuati numerosi esperimenti nei settori dei sistemi di sostegno alla vita, gravità artificiale, tipicamente equivalente alla gravità marziana, fisiologia (compresi gli effetti delle radiazioni), psicologia, sociologia, cognizione e interazioni tra i sistemi umani. Le comunicazioni con la Terra sarebbero costantemente ritardate per simulare il contesto di una missione su Marte. La proposta è quindi di inviare due moduli abitabili in orbita HEO e di collegare entrambi ad un cavo o ad una struttura rigida che può essere messa in rotazione per simulare la gravità marziana. Questa missione potrebbe durare da tre a cinque anni e può essere simulata la gravità marziana durante la maggior parte della missione. Risulta molto interessante in quanto si potrebbe testare l'habitat di superficie e la vita in quell'ambiente, per cui si preferisce dividere la missione in due fasi della stessa durata. Sarebbe inoltre importante testare i sistemi di supporto vitale nelle stesse condizioni per cui a meno che non sia necessario effettuare delle sostituzioni a bordo e quindi di riavviare le prove, non ci sarebbe carico per rifornire gli habitat spaziali. Sarebbe anche una buona occasione per testare i fattori umani: a tal proposito si potrebbe pensare di far alternare diversi equipaggi per testare diverse configurazioni, differenti rapporti con la stazione di terra e anche diverse contromisure per limitare l'esposizione alle radiazioni. Infine, è richiesta la qualificazione dei sistemi per il rientro in atmosfera terrestre. I moduli non controllati sarebbero testati e qualificati prima di qualsiasi test con persone a bordo. Le missioni HEO contribuiranno inoltre ad aumentare l'esperienza e l'affidabilità dei sistemi di rientro.

## 2.2 Codice genetico

In questa parte si andrà a parlare del codice utilizzato per trovare i risultati per una missione MSR in cui si considererà un'architettura a singolo lancio. Si è preso in esame un tipo di codice definito come genetico: entrando nello specifico si può dire che gli algoritmi genetici sono tecniche di ottimizzazione che pongono le basi nella meccanica della selezione naturale e nella genetica naturale. Vengono combinati il concetto di sopravvivenza del più adatto con uno scambio di informazioni strutturato ed in parte randomizzato. Attraverso l'utilizzo di una serie di operazioni attuate su una popolazione di stringhe, in ogni generazione vengono introdotte nuove creature artificiali con l'utilizzo di parti degli individui più adatti della generazione precedente. Vengono inoltre introdotte anche delle parti differenti per rendere il campo di ricerca il più ampio possibile. Si utilizzano così le informazioni accumulate dalle generazioni passate per riuscire a determinare nuovi punti di ricerca che permettano di ottenere prestazioni di volta in volta migliori. Appare subito chiara la stretta analogia tra questi processi artificiali ed i principi della selezione naturale. Lo sviluppo del progetto viene quindi eseguito usando delle funzioni che ne modellino i requisiti desiderati stabilendo un complesso matematico di equazioni o disequazioni le cui soluzioni definiscono tutte le politiche che si vogliono prendere in considerazione durante lo svolgimento della particolare attività scelta. Si cerca così di creare un algoritmo che permetta di ottimizzare una o più funzioni obiettivo. La funzione di fitness è quella che permette di associare ad ogni soluzione uno o più parametri legati al modo in cui quest'ultima risolve il problema considerato. Generalmente è associata alle prestazioni computazionali e quindi alle prestazioni temporali della soluzione: essa rappresenta quindi l'oggetto vero proprio dell'indagine. Si cercherà quindi di ottimizzare tale funzione attraverso l'utilizzo di queste metodologie. Il primo a servirsi di questo tipo di ottimizzazione è stato John Holland con la sua ricerca che da una parte cercava di spiegare i processi adattivi dei sistemi naturali e dall'altra permetteva di elaborare un software che permettesse di mantenere gli stessi meccanismi dei sistemi naturali. Il tema centrale della ricerca sugli algoritmi genetici è stato da sempre quello della loro robustezza, ovvero l'equilibrio tra l'efficienza richiesta e l'efficacia necessaria per potersi adattare a campi d'indagine differenti. Rendendo più robusti i sistemi artificiali si possono ridurre o del tutto eliminare alcune progettazioni che risulterebbero molto costose al fine della missione. Gli algoritmi genetici rappresentano sia teoricamente che empiricamente delle metodologie di ricerca di provata robustezza nel campo di quelli spazi di ricerca che prevedono l'analisi di sistemi complessi. Questi algoritmi risultano non onerosi dal punto di vista computazionale e non sono limitati da ipotesi restrittive nello spazio di ricerca delle metodologie più tradizionali.

### 2.2.1 Struttura

La struttura base di un algoritmo genetico è piuttosto semplice, infatti richiede principalmente delle operazioni di copia e di scambio parziale di stringhe. Dal punto di vista teorico si riscontrano difficoltà nello spiegare il procedimento per cui questo tipo di algoritmo funzioni. Proprio la semplicità con cui possono essere eseguite le operazioni necessarie alla risoluzione dell'algoritmo e la robustezza dei risultati sono le due caratteristiche principali. Il primo passo da effettuare nell'utilizzo di queste tecniche è quello di generare una popolazione iniziale di individui posta sotto forma di stringhe; scelta la funzione che si vuole ottimizzare, ovvero la funzione obiettivo, si analizzano quindi le possibili variabili del campo di ricerca e si procede a generare un possibile scenario di partenza per la successiva analisi. Si sceglie allora la lunghezza che dovrà caratterizzare le varie stringhe (che comunemente viene definita come  $\mathbf{l}$ ) ed un alfabeto finito di caratteri (definito  $\mathbf{m}$ ), come può essere quello binario. Si procede allora in modo del tutto casuale, assegnando ad ogni individuo delle caratteristiche all'interno dell'alfabeto di codifica scelto. Verrà così generata una popolazione iniziale di individui dalla grandezza più o meno ampia in base al problema considerato. Gli algoritmi genetici operano su questa popolazione iniziale di cromosomi artificiali, che vengono fatti riprodurre selettivamente in base alle prestazioni dei fenotipi e che danno origine rispetto al problema da risolvere. Durante il processo riproduttivo le repliche dei cromosomi degli individui migliori vengono accoppiate casualmente e parte del materiale genetico viene scambiato, mentre alcune piccole mutazioni casuali alterano localmente la struttura del codice. Le nuove strutture genetiche quindi prendono il posto di quelle dei loro genitori dando luogo ad una nuova generazione di individui. Il processo continua fino a quando nasce un individuo che rappresenta una soluzione accettabile per il problema in esame. Gli algoritmi genetici quindi partono da una popolazione iniziale di soluzioni e la fanno evolvere iterativamente: ad ogni nuova iterata le soluzioni sono valutate da una funzione di fitness e sulla base di questa valutazione, vengono selezionate alcune di esse, privilegiando le soluzioni (che prendono il nome di genitori) con fitness maggiore. Le soluzioni selezionate vengono tra loro ricombinate (avviene quindi una riproduzione) per generare nuove soluzioni (denominate offspring o figli) che tendono a trasmettere le buone caratteristiche delle soluzioni genitori nelle successive generazioni. Si può riassumere il tutto nel seguente schema:

- Codifica delle soluzioni dello specifico problema
- Creazione di un insieme iniziale di soluzioni (popolazione iniziale)
- Calcola la funzione di fitness
- Ripeti, fino alla soddisfazione di un criterio di arresto:
  - Seleziona coppie (o gruppi) di soluzioni (selezione parentale)

- Ricombina i genitori generando nuove soluzioni (offsprings)
- Valuta la fitness delle nuove soluzioni
- Rinnova la popolazione, utilizzando nuove soluzioni
- Restituisci la migliore soluzione generata

La funzione di fitness serve a dare una misura quantitativa dell'idoneità di un individuo. Proprio per questo di norma viene associata al valore della funzione obiettivo. Una volta che si è valutato ogni cromosoma con la soluzione di fitness si procede con la selezione parentale dei genitori. Tramite questa procedura vengono quindi definiti gli individui che partecipano ai processi di riproduzione: solitamente la selezione opera su base probabilistica per cui gli individui con fitness maggiore hanno una maggiore probabilità di essere selezionati per le successive ricombinazioni. Una volta scelti i genitori, di numero maggiore o uguale a 2, è possibile definire gli operatori di ricombinazione, che permettono di generare uno o più figli. Ci sono vari tipi di crossover, si va a scegliere quello che più serve al caso in esame. Con il crossover può accadere dopo un certo numero di iterazioni che molti individui figli abbiano lo stesso valore per il gene  $i$ -esimo dei genitori. Ciò è dovuto al fatto che avviene l'assorbimento genetico, cioè la convergenza casuale di uno o più geni verso lo stesso valore. Per questo motivo si ha bisogno di implementare nell'algoritmo genetico il concetto di mutazione. Tramite questa si va a modificare in maniera del tutto casuale il valore di alcuni geni, scelti anch'essi casualmente. In aggiunta, la mutazione contrasta la convergenza prematura della popolazione in modo da evitare una situazione nella quale tutti gli individui della popolazione sono simili tra loro. Anche per la mutazione è possibile avere più tipologie:

- Bit flip mutation: utilizzata per le codifiche binarie, modifica il valore di un gene (da 0 a 1 o viceversa). Per i numeri interi questa mutazione viene detta Random Resetting
- Swap mutation: si selezionano due posizioni casuali dei geni e si scambiano i valori di tali geni
- Scramble mutation: dall'intero cromosoma, una parte dei geni sono scelti e i loro valori sono scambiati o disposti casualmente
- Inversion mutation: come per la scramble mutation, si sceglie un set di geni, ma a differenza di prima si inverte l'ordine dei geni scelti

Questo processo risulta essere importante perché attraverso la riproduzione ed il crossover si rischia di perdere qualche informazione. Per ottenere dei buoni risultati dall'algoritmo si usano di norma delle percentuali molto basse nell'ordine di un valore mutato ogni mille bit. Il basso tasso di mutazione ci porta così a concludere che

la mutazione stessa rappresenta un meccanismo secondario ma necessario all'interno del processo di ottimizzazione attuato dagli algoritmi genetici.

Il processo iterativo non può andare all'infinito, quindi si ricerca un modo per cui il codice si fermi una volta trovato un risultato. Per fare ciò ci sono diverse soluzioni, tra cui quella di fissare un numero massimo  $K_{max}$  di iterazioni (o generazioni); fissare un tempo di esecuzione limite  $T_{max}$ , o considerare un massimo numero di iterazioni  $K'_{max}$  di generazioni senza ottenere un miglioramento, ossia si ferma l'algoritmo se l'ultimo individuo che migliorava la funzione obiettivo è stato trovato  $K'_{max}$  iterazioni prima; o ancora si può anche imporre la fine delle iterate una volta raggiunta la convergenza della popolazione: si ferma l'algoritmo quando si vede che esistono molti cromosomi simili o la popolazione presenta una scarsa varianza della fitness. La parte dell'algoritmo ispirata al principio della selezione naturale si occupa di classificare gli individui e selezionare le soluzioni migliori all'interno della popolazione. Con queste operazioni viene sollecitata la riproduzione tra gli individui migliori e viene garantita la convergenza dell'algoritmo verso una soluzione ottima, che può essere locale o globale. Per ottenere una convergenza globale è importante che la popolazione sia composta da individui con un patrimonio genetico vario. Da ciò si deduce l'importanza di avere un insieme eterogeneo di soluzioni con una visione globale dello spazio di ricerca, capace di individuare la completa topologia del problema. Così grazie agli operatori dell'algoritmo è possibile ottenere un'esplorazione del campo di ricerca capace di generare individui con caratteristiche migliori rispetto alla generazione precedente. La nuova popolazione di stringhe genetiche rimpiazza parzialmente o completamente le vecchie stringhe. Il processo di decodifica, valutazione, riproduzione selettiva, incrocio e mutazione si ripete ciclicamente per parecchie generazioni fino a quando viene ottenuta una stringa che codifica una soluzione accettabile per il caso analizzato. Se l'algoritmo genetico è correttamente implementato, la popolazione evolverà nel susseguirsi delle generazioni, in modo che la fitness del miglior individuo e la media in ogni generazione crescano verso l'ottimo globale. La convergenza è la progressione verso la crescente uniformità. Si assume la convergenza di un gene quando il 95% della popolazione condivide lo stesso valore. La popolazione converge quando tutti geni convergono.

In questo caso si andrà ad applicare il concetto di algoritmo genetico con le relative funzioni al programma Matlab (linguaggio usato per il calcolo, le visualizzazioni e la programmazione di dati), con opportuni pacchetti di ottimizzazione in quanto si andrà a ricercare la situazione ottimale per il caso di missione Mars Sample Return.

# Capitolo 3

## Modello dinamico e procedura di calcolo

Il metodo sviluppato in questo elaborato può essere applicato nella progettazione di missioni interplanetarie con equipaggio umano. Tuttavia in questo caso si fa riferimento solamente alle missioni Sample Return, effettuando un'analisi specifica di ottimizzazione dei parametri fondamentali in questo tipo di missioni.

### 3.1 Richiami

Iniziamo la trattazione andando a richiamare alcuni concetti di meccanica del volo spaziale, le cui formule sono state prese in considerazione per la trattazione del tipo di missione analizzato in questo caso, ovvero una missione Mars Sample Return. Si prende in analisi il problema dei due corpi perché questo è il miglior modello per rappresentare accuratamente il movimento di satelliti artificiali, missili balistici o sonde spaziali in orbita attorno a pianeti o il Sole, e si basa principalmente su tre ipotesi di base:

- I corpi hanno simmetria sferica, e quindi saranno considerati come masse puntiformi e costanti.
- Assenza di forze perturbatrici (si trascurano le influenze di tutti gli altri corpi), agisce solamente la forza gravitazionale.
- Oggetto di massa  $m$  molto minore rispetto alla  $M$  massa del corpo principale.

Questo modello considera due corpi in un sistema di riferimento inerziale uno di massa  $M$ , che rappresenta il corpo principale (ad esempio la Terra) e uno di massa  $m$ , che rappresenta il corpo secondario cioè il satellite. In formule si ha:

$$\vec{r} = \vec{\rho} - \vec{R} \tag{3.1}$$

$$m \cdot \ddot{\vec{\rho}} = -G \cdot m \cdot M \cdot \frac{\vec{\rho} - \vec{R}}{\|\vec{\rho} - \vec{R}\|^2} \quad (3.2)$$

$$M \cdot \ddot{\vec{R}} = G \cdot m \cdot M \cdot \frac{\vec{\rho} - \vec{R}}{\|\vec{\rho} - \vec{R}\|^2} \quad (3.3)$$

maneggiando le formule, con le opportune sostituzioni si ha:

$$\ddot{\vec{r}} = -G \cdot M \cdot \frac{\vec{r}}{r^3} \quad (3.4)$$

Inoltre si può definire il moto del corpo secondario rispetto a quello principale tramite la relazione:

$$\ddot{\vec{r}} = -\mu \cdot \frac{\vec{r}}{r^3} \quad (3.5)$$

Dove  $r$  rappresenta il vettore posizione del corpo secondario di massa  $m$  rispetto al corpo primario di massa  $M$  e  $\mu$  il parametro gravitazionale del corpo principale  $M$ .

Siamo interessati a ricavare la posizione e la velocità del corpo secondario in ogni punto durante il suo moto lungo la sua orbita, per cui definiamo la conservazione dell'energia meccanica specifica, che chiameremo  $Eg$ , e del momento della quantità di moto, che chiameremo  $h$ . Il corpo acquista o perde velocità in funzione della distanza  $r$ . Il corpo né acquista né perde energia meccanica, ma scambia energia cinetica e potenziale. Dato che per definizione  $h$  è perpendicolare al piano contenente i vettori  $r$  e  $v$ , essendo costante significa che il moto deve necessariamente svolgersi su un piano. Questo piano a cui appartiene la traiettoria del satellite prende il nome di piano orbitale. In formule:

$$Eg = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = cost \quad (3.6)$$

$$h = r \cdot v \cdot \cos\phi = r \cdot v_t = cost \quad (3.7)$$

Si è espresso l'angolo di rampa o flight path angle attraverso la grandezza  $\phi$ : questa indica di quanto si è inclinato il corpo secondario rispetto al piano dell'orizzonte. Dalla relazione del vettore posizione  $r$  scritta prima si può inoltre ricavare l'equazione della traiettoria in modo tale da avere la dimensione e la forma dell'orbita. In coordinate polari abbiamo rispettivamente in forma energetica e geometrica:

$$r = \frac{p}{1 - e \cdot \cos v} \quad (3.8)$$

$$r = \frac{\frac{h^2}{\mu}}{1 + \frac{B}{\mu} \cdot \cos v} \quad (3.9)$$

Dove  $p$  rappresenta il semilatus rectum, e rappresenta l'eccentricità dell'orbita,  $h$  il momento della quantità di moto,  $B$  è un vettore costante d'integrazione positivo la cui direzione è verso il periastro e  $v$  rappresenta l'anomalia vera angolo formato tra il vettore posizione che identifica il corpo secondario e il vettore  $B$ , il quale punta verso il periastro.

L'equazione della traiettoria in questione è identificata come l'equazione di una conica, per cui parliamo di sezione conica: definita come il luogo dei punti tali per cui il rapporto tra il valore assoluto della distanza dal fuoco ed il valore assoluto della distanza dalla direttrice sia costante e positivo, detto eccentricità. A seconda del valore di  $e$  si può avere:

- $e = 0$  : caso di orbita circolare
- $0 < e < 1$  : caso di orbita ellittica
- $e = 1$  : caso di orbita parabolica
- $e > 1$  : caso di orbita iperbolica

il corpo principale è posto in uno dei due fuochi mentre il corpo secondario ruota intorno ad esso seguendo la sua orbita, sottoposto al campo gravitazionale del corpo principale. Possiamo definire dei parametri caratteristici delle coniche quali  $2c$ , il quale rappresenta la distanza tra i due fuochi, l'asse maggiore  $2a$  che rappresenta la lunghezza della corda passante per i due fuochi, il latus rectum  $2p$  definito come la larghezza di ogni singola curva nel fuoco  $F$ . Questi parametri sono legati tra di loro attraverso le relazioni:

$$p = a \cdot (1 - e^2) \quad (3.10)$$

in cui  $e = \frac{c}{a}$ . I due punti all'estremità definiti dall'asse maggiore  $2a$  sono il perigeo e l'apogeo, che rappresentano rispettivamente in punto più vicino al corpo principale e veloce dell'intera orbita e il punto più lontano e lento dell'intera orbita. Questo dimostra chiaramente come la velocità del satellite è definita in funzione del vettore posizione  $r$ : più si è vicini al corpo principale più si è veloci e viceversa se ci si allontana. La posizione di questi due punti è identificata da un  $v = 0^\circ$  e  $v = 180^\circ$ , di conseguenza sostituendo questi due valori di anomalia nell'equazione della traiettoria geometrica ricaviamo:

$$r_p = a \cdot (1 - e) \quad (3.11)$$

$$r_a = a \cdot (1 + e) \quad (3.12)$$

ed in generale:

$$Eg = -\frac{\mu}{2a} \quad (3.13)$$

importante in quanto tramite  $Eg$  si può identificare il tipo di orbita in questione:

- $Eg < 0$  ( $a > 0$ ) orbita ellittica o circolare (orbita chiusa)
- $Eg = 0$  ( $a \rightarrow \infty$ ) orbita parabolica (orbita aperta)
- $Eg > 0$  ( $a < 0$ ) orbita iperbolica (orbita aperta)

In questo caso, analizzando missioni di tipo interplanetario, per prendere in considerazione il moto del satellite ci si rifà al metodo del patched conic: si può quindi trattare il problema dei due corpi andando a suddividere l'orbita complessiva in una serie di orbite a due corpi. In questo modo bisogna considerare solamente l'effetto del campo gravitazionale di un unico pianeta. La regione di spazio in cui il satellite sente questa forza gravitazionale prende il nome di Sfera di Influenza SOI e dipende da:

$$r_{SOI} = R \cdot \left( \frac{m_{pianeta}}{m_{sole}} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (3.14)$$

In questa tesi si tratteranno missioni Mars Sample Return per cui inizialmente si affronterà il problema dell'influenza terrestre, successivamente quella solare, ed infine quella marziana in cui si tratterà il problema di ottimizzazione dell'orbita di parcheggio. A tal proposito è conveniente analizzare in breve le manovre che la nostra navicella dovrà effettuare per lo scopo della missione in esame:

- Parking Orbit Capture
- Parking Orbit Escape

### 3.1.1 Parking Orbit Capture

In questa fase ci si trova all'interno della sfera di influenza marziana; la nostra navicella potrà passare da una traiettoria iperbolica ad una specifica orbita di parcheggio. Per fare in modo che si compia questa manovra, è necessario generare una ben definita variazione di velocità  $\Delta V$ , e quindi in termini matematici sarà:

$$EG_{\infty} = \frac{V_{\infty}^2}{2} = \frac{C_3}{2} \quad (3.15)$$

in cui si è legato l'eccesso iperbolico di velocità  $V_\infty$  con il relativo livello energetico  $C_3$ . Considerando il valore di  $V_\infty$  noto, si è potuto trovare il corrispondente livello energetico EG. Siamo inoltre a conoscenza del valore del raggio vettore per cui è ancora possibile ricavare la velocità iperbolica tramite:

$$V_{hyperb} = \sqrt{C_3 + 2 \cdot \frac{\mu}{r}} \quad (3.16)$$

Infine, la velocità dell'orbita di parcheggio per la fase di cattura si può tranquillamente calcolare andando a sfruttare la conservazione dell'energia meccanica. Questo si può fare perché si conoscono i termini relativi alla geometria ed il raggio di cattura:

$$V_{orbit} = \sqrt{2 \cdot \frac{\mu}{r} - \frac{\mu}{a}} \quad (3.17)$$

Avendo il valore di entrambe le velocità in gioco, è possibile calcolare il gradiente di velocità per la fase di cattura che stavamo cercando:

$$\Delta V_{capture} = V_{orbit} - V_{hyperb} \quad (3.18)$$

In termini grafici la fase di cattura si può rappresentare nel seguente modo:

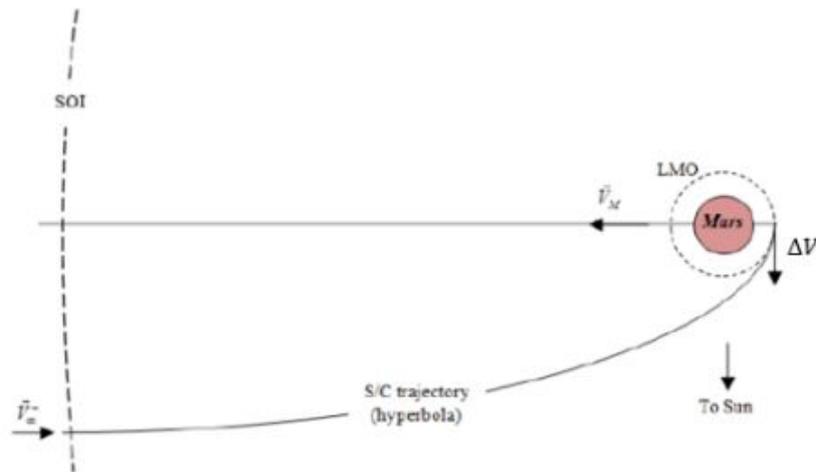


Figura 3.1. Fase di cattura orbita di parcheggio

### 3.1.2 Parking Orbit Escape

In questa fase la nostra navicella verrà trasferita dall'orbita di parcheggio ad una traiettoria iperbolica per uscire dalla sfera di influenza marziana e poter far ritorno sulla Terra. L'obiettivo durante questa manovra è quello di determinare il gradiente di velocità necessario per effettuare la manovra stessa. Per calcolarlo sarà necessario conoscere l'eccesso iperbolico di velocità o il livello energetico per la fuga e la velocità dell'orbita di parcheggio di fuga. In formule:

$$\Delta V_{escape} = V_{orbit} - V_{hyperb} \quad (3.19)$$

ovviamente in questo caso si utilizzano i dati relativi alla fase di fuga.

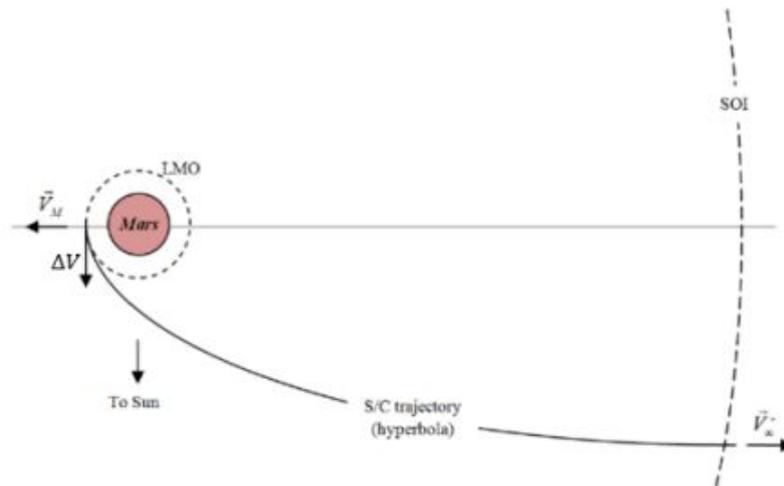


Figura 3.2. Fase di fuga orbitale di parcheggio

### 3.1.3 Trasferta di Hohmann

Per ridurre al minimo il gradiente di velocità durante un passaggio tra orbite circolari ci si rifà alla trasferta di Hohmann. In questo tipo di trasferta a due impulsi possiamo definire il semiasse maggiore come:

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2} \quad (3.20)$$

mentre tramite l'equazione della conservazione dell'energia meccanica possiamo ricavare le velocità all'apogeo ed al perigeo, rispettivamente:

$$V_{1H} = \sqrt{2 \cdot \mu \cdot \left[ \frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_1 + r_2} \right]} \quad (3.21)$$

e

$$V_{2H} = \sqrt{2 \cdot \mu \cdot \left[ \frac{1}{r_2} - \frac{1}{r_1 + r_2} \right]} \quad (3.22)$$

Per calcolare i due gradienti di velocità abbiamo bisogno delle due velocità delle orbite circolari:

$$V_{1C} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \quad (3.23)$$

e

$$V_{2C} = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \quad (3.24)$$

Quindi alla fine possiamo trovare i valori cercati:

$$\Delta V_1 = V_{1H} - V_{1C} \quad (3.25)$$

$$\Delta V_2 = V_{2H} - V_{2C} \quad (3.26)$$

complessivamente:

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 \quad (3.27)$$

Se il trasferimento è da un'orbita interna ad una esterna si ha  $\Delta V > 0$ , al contrario invece risulta  $\Delta V < 0$ . Ora è possibile entrare più nello specifico andando a considerare la fase di discesa e quella di salita.

### Fase di discesa

Andiamo a considerare un modello con un solo impulso, dove la navicella passerà dall'orbita di parcheggio alla superficie marziana. Per ottenere il gradiente di velocità calcoliamo la componente di velocità al perigeo dell'orbita di parcheggio e all'apogeo della trasferta di Hohmann con semiasse maggiore  $a = \frac{r_p - p_0 + r_{Marte}}{2}$

### Fase di salita

Andiamo a considerare tre diversi gradienti di velocità, quindi tre manovre. Il Mars Ascent Vehicle (MAV) comincia la fase di discesa muovendosi su un'orbita di trasferimento, definita in modo tale per cui venga raggiunto il sito  $h$  desiderato sulla superficie marziana. Quindi conoscendo l'angolo tra le due posizioni, possiamo definire i parametri dell'orbita di trasferimento e di conseguenza ottenere i valori di

velocità e di energia lungo quest'orbita. Correggiamo la velocità relativa a  $r_{Marte}$  con  $r_1 = r_{Marte} + h$ . Quindi possiamo ricavare:

$$V_1 = \sqrt{2 \cdot EG + 2 \cdot \frac{\mu}{r_{Marte}}} \quad (3.28)$$

$$V_2 = \sqrt{2 \cdot EG + 2 \cdot \frac{\mu}{r_{Marte+h}}} \quad (3.29)$$

L'obiettivo è quello di raggiungere il perigeo dell'orbita di parcheggio ed effettuare la salita, quindi ricaviamo i due restanti gradienti di velocità attraverso la velocità della trasferta di Hohmann nel sito h:  $V_{H-h}$ ; la velocità della trasferta di Hohmann al perigeo dell'orbita di parcheggio:  $V_{H-p-p_0}$ ; la velocità dell'orbita di parcheggio al perigeo:  $V_{p-p_0}$ . Alla fine avremo:

$$|\Delta V_2| = |V_{H-h}| - |V_2| \quad (3.30)$$

$$|\Delta V_3| = |V_{H-p-p_0}| - |V_{p-p_0}| \quad (3.31)$$

$$|\Delta V_{salita}| = 1.1 \cdot |\Delta V_1| + |\Delta V_2| + |\Delta V_3| \quad (3.32)$$

in cui si è tenuto conto di un 10% di perdite contenute nel fattore moltiplicativo 1.1.

## 3.2 Assunzioni

La scelta dell'orbita di parcheggio può essere definita come un processo di ottimizzazione, in cui si analizza ogni singola fase con lo scopo di ridurre al minimo i costi ed il consumo di propellente. La selezione dell'orbita di parcheggio deve considerare una serie di fattori tra cui per esempio i vincoli scientifici della missione, i requisiti di accessibilità del sito di sbarco, la performance della missione e le perturbazioni. Quindi si andrà a considerare la variazione complessiva di velocità e l'impatto che possono avere le masse su ogni fase della missione. Per questo motivo l'algoritmo utilizzato cercherà di minimizzare questi fattori, definendo il miglior orientamento possibile per l'orbita di parcheggio durante le fasi di cattura e di fuga. Si fanno le seguenti assunzioni:

- Lo spacecraft è trattato come una massa puntiforme, di conseguenza considereremo il problema dei due corpi per l'iperbole di cattura, l'orbita di parcheggio ellittica e l'iperbole di fuga

- L'orbita di parcheggio ellittica può possedere qualsiasi orientamento e il suo moto è dovuto alla regressione della linea dei nodi e l'avanzamento del perigeo è dovuto alle perturbazioni causate dallo schiacciamento del pianeta
- L'orientamento dell'asintoto iperbolico all'arrivo e il suo livello energetico sono funzione del tempo, dipendente dal tempo di arrivo e dalla durata della fase eliocentrica
- L'orientamento dell'asintoto iperbolico fuga e il suo livello energetico sono funzione del tempo, dipendente dal tempo di fuga e dalla durata della fase eliocentrica
- Le manovre di cattura e fuga generano un unico cambio impulsivo di velocità, generando una variazione di velocità complessiva composta da due impulsi
- Il tempo di permanenza nell'orbita di parcheggio attorno a Marte è limitato a una frazione del periodo orbitale del pianeta

### 3.2.1 Input e output

Come detto in precedenza, andremo a considerare tre differenti fasi: la fase di cattura, la fase di definizione dell'orbita di parcheggio e la fase di fuga. In tutte e tre le fasi ci troviamo nella sfera di influenza marziana per cui andremo a considerare solamente la forza gravitazionale esercitata sulla navicella. In questa trattazione si considereranno dati di Input i seguenti parametri:

- $a$ : semiasse maggiore dell'orbita di parcheggio
- $e$ : eccentricità dell'orbita di parcheggio
- $i$ : inclinazione dell'orbita di parcheggio
- $\alpha_c, \alpha_e$ : ascensione retta nella condizione di cattura e fuga
- $\delta_c, \delta_e$ : declinazione nella condizione di cattura e di fuga
- $C_{3c}, C_{3e}$ : livello energetico nella condizione di cattura e fuga

In seguito l'algoritmo genererà dei risultati con lo scopo di minimizzare la variazione complessiva di velocità o la massa iniziale dello spacecraft: per far questo si andrà ad incidere sulle variazioni di velocità, sulle posizioni delle singole manovre e sull'orientamento dell'orbita di parcheggio. Quindi abbiamo due differenti casi, un primo caso in cui si ottimizzerà andando a minimizzare il  $\Delta V$ , un secondo in cui si andrà a minimizzare la massa. I parametri in gioco sono i seguenti:

- $\rho_c, \rho_e$ : vettore posizione di inserimento nella condizione di catture e fuga

- $\Omega_c, \Omega_e$ : ascensione retta del nodo ascendente nella condizione di cattura e fuga
- $\omega_c, \omega_e$ : argomento del periastro nella condizione di cattura e di fuga
- $e, r_p$ : eccentricità dell'orbita di parcheggio e il vettore posizione che identifica il punto più vicino dell'orbita, il perigeo

In questa analisi si identificano due effettivi sistemi di riferimento inerziali sempre relativi al fatto che ci troviamo nella sfera di influenza di Marte.

### Sistema di riferimento equatoriale di Marte

Si ha come origine il centro di Marte, piano fondamentale è il piano equatoriale ed è definito dagli assi  $\hat{I}, \hat{J}, \hat{K}$ , l'asse  $\hat{I}$  è diretto verso l'equinozio vernale, l'asse  $\hat{K}$  è perpendicolare al piano equatoriale e diretto verso il polo nord celeste e l'asse  $\hat{J}$  invece è costruito in modo tale da poter completare la terna di assi.

### Sistema di riferimento orbitale

Si ha come origine il centro di Marte, piano fondamentale è il piano orbitale dell'orbita di parcheggio. È definito dagli assi  $\hat{\xi}, \hat{\eta}, \hat{\zeta}$ , l'asse  $\hat{\xi}$  nel piano dell'orbita di parcheggio con la stessa direzione della linea del nodo ascendente, l'asse  $\hat{\zeta}$  con la stessa direzione del vettore del momento della quantità di moto e come per il caso precedente, l'asse  $\hat{\eta}$  è costruito di conseguenza completando la terna.

## 3.3 Procedura di calcolo

In questa sezione si considerano le formule matematiche dietro il calcolo dei risultati ricercati. Quindi si prendono in considerazione le varie fasi che costituiscono la missione trattata per poi applicare il tutto in termini di codice genetico su Matlab da cui trarremo i valori ricercati ed analizzati nel successivo capitolo.

Prima di entrare nello specifico è bene chiarire quali siano le fasi che andremo a trattare per la risoluzione del problema:

- Definizione dell'orbita di parcheggio
- Determinazione delle condizioni di cattura e di fuga
- Definizioni delle perturbazioni dovute a  $J_2$
- Determinazione della variazione complessiva di velocità
- Determinazione delle masse durante le fasi di missione

### 3.3.1 Definizione dell'orbita di parcheggio

Andiamo a determinare due parametri quali il vettore posizione e il vettore velocità di inserimento dello spacecraft, che devono valere entrambi per la fase di cattura e per quella di fuga. Questi vettori vengono definiti rispetto ad un sistema di riferimento  $\hat{I}$ ,  $\hat{J}$ ,  $\hat{K}$  utilizzando delle matrici di rotazione. Il versore lungo la linea del nodo ascendente è:

$$\hat{A} = [-\Omega_c]_K \cdot [-i]_I \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

in cui:

$$[-\Omega_c]_K = \begin{bmatrix} \cos\Omega & -\sin\Omega & 0 \\ \sin\Omega & \cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

$$[-i]_I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

Per definire il vettore posizione identifichiamo in primo luogo la sua direzione con il versore  $\hat{r}$ :

$$\hat{r} = [-\Omega_c]_K \cdot [-i]_I \cdot [-\rho_c]_K \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

in cui  $[-\Omega_c]_K$  e  $[-i]_I$  sono gli stessi di prima, mentre:

$$[-\rho_c]_K = \begin{bmatrix} \cos\rho & -\sin\rho & 0 \\ \sin\rho & \cos\rho & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

Quindi ora si può procedere con l'identificazione del vettore velocità tramite l'equazione della conservazione dell'energia meccanica per poi definire la direzione ricavando il suo versore. Iniziamo calcolando il flight path attraverso il momento della quantità di moto:

$$V = \sqrt{\mu \cdot \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (3.38)$$

$$\begin{cases} \vec{h} = \vec{r} \times \vec{V} \text{ da cui } h = r \cdot V \cdot \sin\varphi \\ h = \sqrt{\mu \cdot a \cdot (1 - e^2)} \end{cases} \quad (3.39)$$

da cui:

$$\varphi = \sin^{-1} \left( \frac{h}{r \cdot V} \right) \quad (3.40)$$

Come viene considerato nel codice di ottimizzazione, il flight path angle è ricavato dall'inverso della funzione seno, quindi è compresa tra  $[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$  ed è legato all'anomalia vera  $\nu$ . Quindi è possibile ricavare il versore della velocità ed il vettore velocità rispettivamente:

$$\hat{V} = [-\Omega_c]_K \cdot [-i]_I \cdot [-\rho_c]_K \cdot [-\varphi]_K \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

$$\vec{V} = V \cdot \hat{V} \quad (3.42)$$

### 3.3.2 Determinazione delle condizioni di cattura e fuga

Si scelgono le opportune traiettorie iperboliche che generano le condizioni ottimali per la fase relativa alla manovra di cattura e di fuga, il tutto sempre da un punto di vista matematico, analizzando inoltre i punti migliori in cui far avvenire gli impulsi. Questi verranno identificati attraverso grandezze quali posizione e velocità, per cui si troveranno due velocità iperboliche per la fase di cattura e due per quella di fuga. Partendo poi dai dati di Input potremo trovare il vettore dell'eccesso iperbolico di velocità  $\vec{V}_\infty$ . L'asintoto iperbolico sarà:

$$\hat{S} = [-\alpha]_K \cdot [\delta]_J \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

in cui

$$[-\alpha]_K = \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

$$[\delta]_I = \begin{bmatrix} \cos\delta & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\delta & 0 & \cos\delta \end{bmatrix} \quad (3.45)$$

#### Manovra di cattura

Una volta che la nostra navicella entra nella sfera di influenza marziana la traiettoria è di tipo iperbolico. Dopo l'impulso si passa ad una traiettoria ellittica: questa rappresenta l'effettiva orbita di parcheggio. Definiamo gli angoli tra il vettore posizione

fissato e l'asintoto iperbolico, li chiamiamo  $\beta$  e consideriamo angoli positivi nel caso in cui sono misurati nella direzione del moto lungo l'iperbole da  $\hat{S}$  a  $\hat{r}$ :

$$\beta_1 = \cos^{-1} \left( \frac{\hat{S} \cdot \hat{r}}{|\hat{S}| \cdot |\hat{r}|} \right) \quad (3.46)$$

$$\beta_2 = 2 \cdot \pi - \cos^{-1} \left( \frac{\hat{S} \cdot \hat{r}}{|\hat{S}| \cdot |\hat{r}|} \right) \quad (3.47)$$

Si può notare che ci sono due angoli differenti. ciò vuol dire che si possono costruire due iperboli con diversa eccentricità, ed entrambe soddisfano la direzione del momento dell'asintoto iperbolico ed il livello energetico.

Introduciamo  $\hat{W}_h$ : versore attraverso il quale identifichiamo la direzione del momento della quantità di moto:

$$\hat{W}_h = \frac{\hat{S} \times \hat{r}}{\sin \beta} \quad (3.48)$$

Quindi possiamo distinguere due tipi di moto:

- $\hat{W}_h \cdot \hat{K} > 0$      *moto diretto*
- $\hat{W}_h \cdot \hat{K} < 0$      *moto retrogrado*

A questo punto possiamo andare a definire l'orientamento delle due iperboli. Innanzitutto ricaviamo l'anomalia vera e la posizione del perigeo dell'iperbole; successivamente ricaviamo la tangente  $\phi_A$  che rappresenta l'angolo tra il perigeo e l'asintoto iperbolico; ricaviamo l'eccentricità delle iperboli  $e_h$ ; infine ricaviamo il valore effettivo  $\phi_A$ . In formule:

$$\sigma = \frac{C_3 \cdot r}{2 \cdot \mu} \quad (3.49)$$

$$\tan \phi_A = \sigma \cdot \sin \beta + \sqrt{(1 + \sigma)^2 - (1 + \sigma \cdot \cos \beta)^2} \quad (3.50)$$

$$e_h = \sqrt{\tan^2 \phi_A + 1} \quad (3.51)$$

$$\phi_A = \cos^{-1} \left( -\frac{1}{e_h} \right) \quad (3.52)$$

$\beta$  è definito tra 0 e  $2\pi$ , l'inverso della funzione tangente tra  $\left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right]$ , quindi una volta verificato  $\phi_A$ , possiamo calcolare l'anomalia vera tramite:

$$\nu_{hyp} = \phi_A - \beta \quad (3.53)$$

Quindi ora è possibile calcolare come nel caso precedente il vettore velocità

$$\vec{V}_h = V_h \cdot \hat{V}_h \quad (3.54)$$

Tramite l'equazione di conservazione dell'energia meccanica si trova il modulo:

$$V_h = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{r} + C_3} \quad (3.55)$$

Mentre per trovare il versore della velocità utilizziamo il flight path angle:

$$\hat{V}_h = \hat{r} \cdot \cos\varphi_h + (\hat{W}_h x \hat{r}) \cdot \sin\varphi_h \quad (3.56)$$

Dall'equazione del momento della quantità di moto si ottiene il valore dell'angolo appena citato:

$$\begin{cases} \vec{h}_h = \vec{r} x \vec{V}_h \text{ da cui } h = r \cdot V_h \cdot \sin\varphi_h \cdot \hat{W}_h \\ h = \sqrt{\mu \cdot \frac{e_h^2 - 1}{C_3}} \end{cases} \quad (3.57)$$

da cui:

$$\varphi_h = \sin^{-1} \left( \frac{h_h}{r \cdot V_h} \right) \quad (3.58)$$

### Manovra di fuga

In questa fase andiamo inizialmente a quantificare l'impulso generato in termini di variazione di velocità che permette alla navicella di staccarsi dall'orbita di parcheggio per tornare su una traiettoria iperbolica. In questo modo si può intraprendere il viaggio di ritorno sulla Terra con i campioni prelevati. Ottimizzeremo la manovra di fuga andando ad identificare la miglior traiettoria iperbolica e quindi il punto migliore per far partire l'impulso. Il tutto verrà sempre espresso in termini di posizione e velocità. Come nel caso della fase di cattura, identifichiamo due angoli  $\beta$  che rappresentano due possibili iperboli di fuga, ognuna con un valore di eccentricità. In termini matematici abbiamo:

$$\beta_1 = \cos^{-1} \left( \frac{\hat{r} \cdot \hat{S}}{|\hat{r}| \cdot |\hat{S}|} \right) \quad (3.59)$$

$$\beta_2 = 2 \cdot \pi - \cos^{-1} \left( \frac{\hat{r} \cdot \hat{S}}{|\hat{r}| \cdot |\hat{S}|} \right) \quad (3.60)$$

Rispettivamente rappresentano un moto retrogrado ed uno diretto, considerando sempre il versore del momento della quantità di moto pari a:

$$\hat{W}_h = \frac{\hat{r}x\hat{S}}{\sin\beta} \quad (3.61)$$

Come nel caso precedente ricaviamo:

$$\sigma = \frac{C_3 \cdot r}{2 \cdot \mu} \quad (3.62)$$

$$\tan\phi_A = -\sigma \cdot \sin\beta - \sqrt{(1 + \sigma)^2 - (1 + \sigma \cdot \cos\beta)^2} \quad (3.63)$$

$$e_h = \sqrt{\tan^2\phi_A + 1} \quad (3.64)$$

$$\phi_A = \cos^{-1}\left(-\frac{1}{e_h}\right) \quad (3.65)$$

$$\nu_{hyp} = \phi_A - \beta \quad (3.66)$$

Quindi avremo:

$$\vec{V}_h = V_h \cdot \hat{V}_h \quad (3.67)$$

Tramite l'equazione di conservazione dell'energia meccanica si trova il modulo:

$$V_h = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{r} + C_3} \quad (3.68)$$

Mentre per trovare il versore della velocità utilizziamo il flight path angle:

$$\hat{V}_h = \hat{r} \cdot \cos\varphi_h + (\hat{W}_h x \hat{r}) \cdot \sin\varphi_h \quad (3.69)$$

Dall'equazione del momento della quantità di moto si ottiene il valore dell'angolo appena citato:

$$\begin{cases} \vec{h}_h = \vec{r}x\vec{V}_h \text{ da cui } h = r \cdot V_h \cdot \sin\varphi_h \cdot \hat{W}_h \\ h = \sqrt{\mu \cdot \frac{e_h^2 - 1}{C_3}} \end{cases} \quad (3.70)$$

da cui:

$$\varphi_h = \sin^{-1}\left(\frac{h_h}{r \cdot V_h}\right) \quad (3.71)$$

### 3.3.3 Definizione delle perturbazioni dovute a $J_2$

La trattazione si modifica se le perturbazioni dovute allo schiacciamento del pianeta non vengono trascurate. Si tratta ora il problema di ottimizzazione in questo caso: l'orientamento dell'orbita di parcheggio varia nel tempo tra le manovre di cattura e di fuga; l'ascensione retta del nodo ascendente e l'argomento del periastro non coincidono più per le condizioni di cattura e di fuga. In termini matematici si ha:

$$\Delta\omega = \frac{3}{2} \cdot J_2 \cdot \tau \cdot \left( \frac{R_{Marte}}{p_{orbita}} \right) \cdot \left( 2 - \frac{5}{2} \cdot \sin^2 i \right) \quad (3.72)$$

$$\Delta\Omega = -\frac{3}{2} \cdot J_2 \cdot \tau \cdot \left( \frac{R_{Marte}}{p_{orbita}} \right) \cdot \cos i \quad (3.73)$$

in cui si è considerato:

- $\tau = \frac{\mu}{a^3}$
- $p_{orbita} = a \cdot (1 - e^2)$
- $J_2 = 1.9595 \cdot 10^{-3}$
- $\mu = 42828 \frac{Km^3}{s^2}$
- $R_{Marte} = 3400 Km$

nel caso di manovra di fuga si ha invece:

$$\omega_e = \omega_c + \Delta\omega \cdot t \quad (3.74)$$

$$\Omega_e = \Omega_c + \Delta\Omega \cdot t \quad (3.75)$$

in cui si esprime con  $t$  la durata della missione in secondi

### 3.3.4 Determinazione della variazione complessiva di velocità

Come visto in precedenza il  $\Delta V$  complessivo si compone di una parte relativa alla fase di cattura ed una relativa a quella di fuga. Cerchiamo di minimizzare i vari contributi andando ad inquadrare ogni manovra effettuata. dal punto di vista matematico si ha:

$$\Delta V_c = \sqrt{V_{hc}^2 + V_c^2 - 2 \cdot V_c \cdot V_{hc} \cdot (\hat{V}_c \cdot \hat{V}_{hc})} \quad (3.76)$$

$$\Delta V_e = \sqrt{V_{he}^2 + V_e^2 - 2 \cdot V_e \cdot V_{he} \cdot (\hat{V}_e \cdot \hat{V}_{he})} \quad (3.77)$$

$$\Delta V_{tot} = \Delta V_e + \Delta V_c \quad (3.78)$$

### 3.3.5 Determinazione delle masse durante le fasi di missione

Abbiamo ragionato sul parametro velocità, per cui ora ci focalizziamo sulla questione massa, andando a considerare ogni fase di missione e sempre dal punto matematico, andiamo a identificare il contributo di ogni singola fase per il raggiungimento dell'obiettivo della nostra missione Mars Sample Return (MSR). In particolare porremo la nostra attenzione sulla fase di arrivo, di ritorno, di ascesa e di discesa. Per ognuna prenderemo in considerazione:

- $m_i$  massa iniziale
- $m_u$  massa di carico utile
- $m_p$  massa di propellente

entriamo nel dettaglio delle fasi.

#### Ascesa

In questa fase andremo a considerare due impulsi. La navicella passa dalla superficie marziana all'orbita di parcheggio, e per fare ciò si utilizza la trasferta di Hohmann. Con il primo impulso si raggiungerà la superficie marziana durante la fase di discesa; con il secondo impulso si raggiungerà il perigeo dell'orbita di parcheggio. I dati di Input sono:

- $a = 20411 \text{ Km}$
- $e = 0.82$
- $r_0 = 3389.5 \text{ Km}$
- $c = 4.5 \frac{\text{Km}}{\text{s}}$
- $m_{u \text{ ascesa}} = 0.16 \text{ t}$

Le equazioni utilizzate sono le seguenti:

$$r_p = a \cdot (1 - e) \quad (3.79)$$

$$Eg = -\frac{\mu}{2 \cdot a} \quad (3.80)$$

$$V_2 = \sqrt{2 \cdot \left( Eg_1 + \frac{\mu}{r_p} \right)} \quad (3.81)$$

$$a_1 = \frac{r_p + r_0}{2} \quad (3.82)$$

$$Eg_1 = -\frac{\mu}{2 \cdot a_1} \quad (3.83)$$

$$V_0 = \sqrt{2 \cdot \left( Eg + \frac{\mu}{r_0} \right)} \quad (3.84)$$

$$V_1 = \sqrt{2 \cdot \left( Eg + \frac{\mu}{r_p} \right)} \quad (3.85)$$

$$\Delta V_1 = V_1 - V_2 \quad (3.86)$$

$$\Delta V_{ascesa} = 1.1 \cdot V_0 \quad (3.87)$$

Quindi è possibile ricavare la massa iniziale relativa alla fase di ascesa tramite:

$$m_{i \text{ ascesa}} = \frac{m_{u \text{ ascesa}}}{e^{-\frac{\Delta V}{c}} - 0.1 + 0.1 \cdot e^{\frac{\Delta V}{c}}} \quad (3.88)$$

$$m_{i \text{ ascesa}} = m_{u \text{ ascesa}} + m_{p \text{ ascesa}} + m_{s \text{ ascesa}} \quad (3.89)$$

in cui si identifica  $m_{s \text{ ascesa}}$  come massa del serbatoio. Consideriamo per questa trattazione:

$$m_{s \text{ ascesa}} = 0.1 \cdot m_{p \text{ ascesa}} \quad (3.90)$$

Quindi avremo in definitiva:

$$m_{p \text{ ascesa}} = \frac{m_{i \text{ ascesa}} - m_{u \text{ ascesa}}}{1.1} \quad (3.91)$$

## Discesa

Per questa manovra consideriamo la presenza di un solo impulso, tale per cui la navicella passerà dall'orbita di parcheggio alla superficie marziana. Vogliamo ricavare la variazione di velocità per cui abbiamo bisogno di trovare la componente di velocità del perigeo dell'orbita di parcheggio considerata, e quella dell'apogeo della trasferta di Hohmann avente semiasse maggiore  $a = \frac{r_p + r_0}{2}$ . Successivamente potremo trovare le masse. In questo caso consideriamo  $m_{u \text{ discesa}} = m_{i \text{ ascesa}} + 0.8 \text{ t}$ : Le equazioni utilizzate in questa fase sono le seguenti:

$$a_1 = \frac{r_p + r_0}{2} \quad (3.92)$$

$$Eg_1 = -\frac{\mu}{2 \cdot a_1} \quad (3.93)$$

$$V_{\text{inizio discesa}} = \sqrt{2 \cdot \left( Eg_1 + \frac{\mu}{r_p} \right)} \quad (3.94)$$

$$\Delta V_{\text{discesa}} = \Delta V_1 \quad (3.95)$$

Quindi è possibile ricavare la massa iniziale relativa alla fase di discesa tramite:

$$m_{i \text{ discesa}} = \frac{m_{u \text{ discesa}}}{e^{-\frac{\Delta V}{c}} - 0.1 + 0.1 \cdot e^{\frac{\Delta V}{c}}} \quad (3.96)$$

$$m_{i \text{ discesa}} = m_{u \text{ discesa}} + m_{p \text{ discesa}} + m_{s \text{ discesa}} \quad (3.97)$$

Consideriamo per questa trattazione:

$$m_{s \text{ discesa}} = 0.1 \cdot m_{p \text{ discesa}} \quad (3.98)$$

Quindi avremo in definitiva:

$$m_{p \text{ discesa}} = \frac{m_{i \text{ discesa}} - m_{u \text{ discesa}}}{1.1} \quad (3.99)$$

## Ritorno

L'obiettivo in questa fase è quello di uscire dalla sfera di influenza marziana e quindi passare dall'orbita di parcheggio alla traiettoria iperbolica. Come al solito siamo interessati alla variazione di velocità, per cui andiamo a considerare il  $\Delta V_e$  della fase precedente, e quindi andare a calcolare le masse in gioco. In questa fase consideriamo un valore del carico utile pari a  $m_{u \text{ ritorno}} = 0.41 \text{ t}$ . Le equazioni utilizzate in questa fase sono le seguenti:

$$m_{i \text{ ritorno}} = \frac{m_{u \text{ ritorno}}}{e^{-\frac{\Delta V}{c}} - 0.1 + 0.1 \cdot e^{\frac{\Delta V}{c}}} \quad (3.100)$$

$$m_{i \text{ ritorno}} = m_{u \text{ ritorno}} + m_{p \text{ ritorno}} + m_{s \text{ ritorno}} \quad (3.101)$$

Consideriamo per questa trattazione:

$$m_{s \text{ ritorno}} = 0.1 \cdot m_{p \text{ ritorno}} \quad (3.102)$$

Quindi avremo in definitiva:

$$m_{p \text{ ritorno}} = \frac{m_{i \text{ ritorno}} - m_{u \text{ ritorno}}}{1.1} \quad (3.103)$$

## Arrivo

Con questa fase si cerca di entrare nella sfera di influenza marziana, per cui si ha il passaggio dalla traiettoria iperbolica all'orbita di parcheggio. In questa fase possiamo considerare dal punto di vista della variazione di velocità un  $\Delta V_c$  della fase precedente, e quindi possiamo ricavare le masse in gioco. In questa fase consideriamo il carico utile di arrivo pari a  $m_{u \text{ arrivo}} = m_{i \text{ ritorno}} + m_{i \text{ discesa}}$ . Le equazioni utilizzate in questa fase sono le seguenti:

$$m_{i \text{ arrivo}} = \frac{m_{u \text{ arrivo}}}{e^{-\frac{\Delta V}{c}} - 0.1 + 0.1 \cdot e^{\frac{\Delta V}{c}}} \quad (3.104)$$

$$m_{i \text{ arrivo}} = m_{u \text{ arrivo}} + m_{p \text{ arrivo}} + m_{s \text{ arrivo}} \quad (3.105)$$

Consideriamo per questa trattazione:

$$m_{s \text{ arrivo}} = 0.1 \cdot m_{p \text{ arrivo}} \quad (3.106)$$

Quindi avremo in definitiva:

$$m_{p \text{ arrivo}} = \frac{m_{i \text{ arrivo}} - m_{u \text{ arrivo}}}{1.1} \quad (3.107)$$

## 3.4 Applicazione algoritmo genetico in Matlab

In questo elaborato stiamo trattando il problema di ottimizzazione, e per i calcoli si sfrutta l'algoritmo genetico di Matlab. E' presente infatti un toolbox di ottimizzazione attraverso cui possiamo ottimizzare le variabili di una determinata funzione obiettivo, quindi minimizzarla. Il nostro scopo è quello di andare a minimizzare la variazione di velocità  $\Delta V$  e la massa iniziale della navicella considerata. Quindi procediamo inizialmente andando a considerare diverse variabili qui sotto riportate, che rappresentano i dati di Input, andando ad ottimizzarle:

- $\omega$ : argomento del periastro dell'orbita di parcheggio
- $\Omega$ : ascensione retta del nodo ascendente dell'orbita di parcheggio
- $\rho_c, \rho_e$ : vettore posizione di inserimento nella condizione di cattura e fuga
- $e$ : eccentricità oppure  $r_p$

La funzione obiettivo viene rappresentata in Matlab attraverso la seguente sintassi:

$$\text{function}[M\_TOTAL] = \text{optim\_outplane}(vari)$$

$$\text{function}[DV\_TOTAL] = \text{optim\_outplane}(vari)$$

dove  $M\_TOTAL$  e  $DV\_TOTAL$  sono i parametri da ottimizzare;  $optim\_outplane$  invece rappresenta il nome della funzione obiettivo;  $vari$  rappresenta il vettore che contiene le variabili del problema.

Per quanto riguarda l'algoritmo genetico, la sintassi utilizzata è la seguente:

$$[OptPar, M\_TOTAL] = ga(@optim\_outplane\_conmasse, 5, [], [], [], [], LB, UB, [], options)$$
$$[OptPar, DeltaV] = ga(@optim\_outplane\_conmasse\_deltavmin, 5, [], [], [], [], LB, UB, [], options)$$

dove  $OptPar$  rappresenta il vettore delle soluzioni contenente i miglior valori identificati da  $ga$  nel corso delle iterazioni; il 5 identifica il numero di variabili ottimizzate;  $M\_TOTAL$  e  $DeltaV$  sono i valori della funzione obiettivo nella soluzione  $OptPar$ ;  $LB$  e  $UB$  rappresentano il limite inferiore ( $[0\ 0\ 0\ 0\ 0]$ ) e superiore ( $[2\pi, 2\pi, 2\pi, 2\pi, 2\pi]$ ) delle variabili;  $options$  contiene tutti i parametri di ottimizzazione diversi da quelli predefiniti.

# Capitolo 4

## Risultati ottenuti

In questo capitolo visualizzeremo i risultati ottenuti andando a confrontare due casi in cui varierà il valore di periastro. Per ogni caso si considerano due missioni in cui si andrà a variare la massa utile per la fase di ascesa e di ritorno. Per ogni missione si considereranno tre possibili date di lancio, per cui si andrà a considerare un diverso livello energetico, e quindi si potranno confrontare più risultati per situazioni diverse in tempi e condizioni diversi.

### 4.1 Analisi influenza data

Per questo caso andiamo a confrontare tre missioni per tre differenti finestre di lancio, per andare ad evidenziare come si modificano i valori delle masse nelle diverse situazioni. In ogni caso si analizzerà il caso a variazione di velocità complessiva o quello a massa totale al lancio minima e si potranno fare le opportune considerazioni.

- Data di lancio 2037; 2041; 2045
- Orbita di parcheggio ellittica con semiasse maggiore  $a = 20411 \text{ Km}$
- Eccentricità  $e = 0.82$
- $r_p = 3639.5 \text{ Km}$

Per definire alcune assunzioni fatte in questo elaborato abbiamo fatto riferimento al paper "*Mars Sample Return Spacecraft Systems Architecture*", in cui si analizza una missione con 15 tra veicoli e spacecraft più due veicoli di lancio. Molti componenti sono stati forniti da Stati Uniti, Italia e Francia per un totale di massa di lancio pari a 5200 Kg. L'obiettivo della missione è quello di recuperare 500 g di rocce e suolo marziano per riportare il tutto sulla Terra e svolgere gli opportuni esperimenti.

Per una missione il cui lancio è previsto per il 2037, con arrivo su Marte il 02/08/2038 e ripartenza il 23/07/2039 si considerano i seguenti parametri riportati in tabella per facilità di lettura:

Fase	Alpha	Delta	$C_3 \text{ Km}^2/s^2$	$V_\infty \text{ Km/s}$
Capture	19.4°	38.7°	7.778521	2.789
Escape	-124.1°	8.7°	9.591409	3.097

Tabella 4.1. Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 02/08/2038

### 4.1.1 Missione 1

Entrando nello specifico della nostra missione, abbiamo fissato alcuni parametri quali:

- Velocità efficace di scarico  $c = 4.5 \text{ Km/s}$
- Massa di carico utile per il ritorno  $m_{u \text{ ritorno}} = 0.41 \text{ t}$
- Massa di carico utile per la fase di ascesa  $m_{u \text{ ascesa}} = 0.16 \text{ t}$
- Massa di carico utile per la fase di discesa  $m_{u \text{ discesa}} = m_{i \text{ ascesa}} + 0.8 \text{ t}$
- Massa di carico utile per l'arrivo  $m_{u \text{ arrivo}} = m_{i \text{ ritorno}} + m_{i \text{ discesa}}$

Una volta impostato queste condizioni specifiche, possiamo riportare tutti i dati nel codice Matlab con lo scopo di ottimizzare l'orbita di parcheggio. Procediamo in due modi, nel primo andando a minimizzare la variazione di velocità necessaria ad effettuare l'intera missione; nel secondo modo andando a minimizzare la massa iniziale dello spacecraft. Il tutto viene considerato per diverse fasi di missione quali: andata, ritorno, ascesa e discesa. Per minimizzare le variabili in gioco andremo ad ottimizzare con l'algoritmo le seguenti variabili:

- Ascensione retta del nodo ascendente  $\Omega$
- Argomento del periastro  $\omega$
- Vettore posizione di inserimento nella fase di cattura nell'orbita di parcheggio  $\rho_c$
- Vettore posizione di inserimento nella fase di fuga nell'orbita di parcheggio  $\rho_e$
- Eccentricità  $e$  oppure  $r_p$

Quindi si può procedere con i risultati trovati per i due casi e successivamente analizzarli.

### Minimizzazione variazione di velocità

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la variazione di velocità in gioco, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	$\Delta V$ ottimizzato
Ascesa	4.1607	4.5	0.16	0.4757	0.287	0.0287	3.247213 Km/s
Discesa	1.2613	4.5	1.5816	2.1632	0.5288	0.05288	<b>M TOT</b>
Arrivo	2.1093	4.5	2.2884	3.8894	1.7448	0.17448	3.889401 t
Ritorno	1.138	4.5	0.41	0.5436	0.1215	0.01215	

Tabella 4.2. Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2037

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

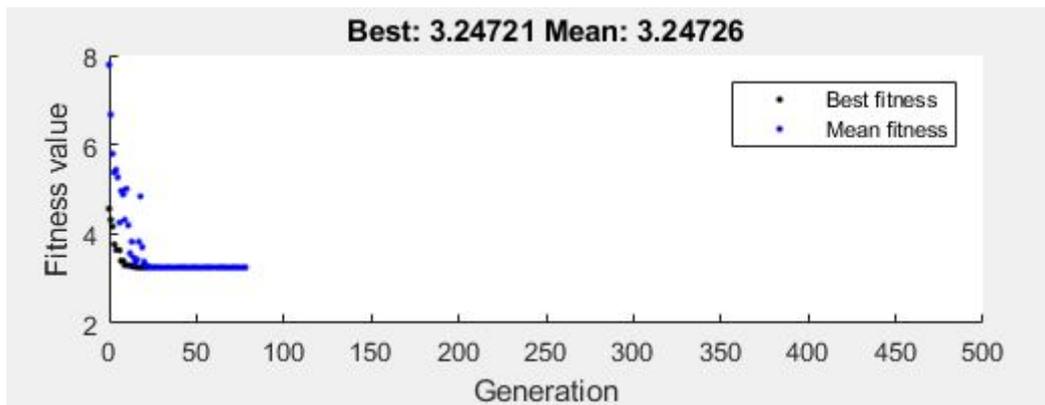


Figura 4.1. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2037.

in cui andiamo a verificare la velocità dell'algoritmo mettendo in relazione la *fitness function* rispetto al *numero di generazioni*. Questo è il caso in cui siamo andati a minimizzare la variazione di velocità: l'algoritmo raggiunge la convergenza in circa 75 generazioni per cui il valore di precisione media coincide con il miglior valore. Essendo notevolmente inferiore alle 500 generazioni imposte al codice, si può constatare che la convergenza viene raggiunta in tempi molto brevi, ottenendo ottimi risultati per le masse per ogni fase di missione considerata.

### Minimizzazione massa iniziale

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la massa iniziale, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	M TOT OTTIMIZZATA
Ascesa	4.1607	4.5	0.16	0.4757	0.287	0.0287	3.869131 t
Discesa	1.2613	4.5	1.2757	1.7448	0.4265	0.04265	$\Delta V$
Arrivo	2.0703	4.5	2.2997	3.8691	1.4268	0.14268	3.328991 Km/s
Ritorno	1.2197	4.5	0.41	0.5549	0.1317	0.01317	

Tabella 4.3. Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2037.

In entrambi i casi si sono fatte le seguenti assunzioni:

- $m_s = 0.1 \cdot m_p$
- $m_u \text{ discesa} = 0.8 + m_i \text{ ascesa}$

Analizzando i dati ottenuti possiamo trarre le seguenti considerazioni: con il codice di calcolo, quando ci troviamo nel caso di minimizzazione della massa iniziale, riscontriamo una riduzione del  $\Delta V$  per la fase di arrivo ed un aumento nella fase di ritorno rispetto a ciò che accade nel caso in cui procediamo andando a minimizzare la variazione di velocità complessiva. Questo accade perché lo scopo è quello di ridurre la massa iniziale dello spacecraft, portando un leggero aumento, in termini di tonnellate, per i valori di massa utile all'arrivo e di massa iniziale per il ritorno. Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

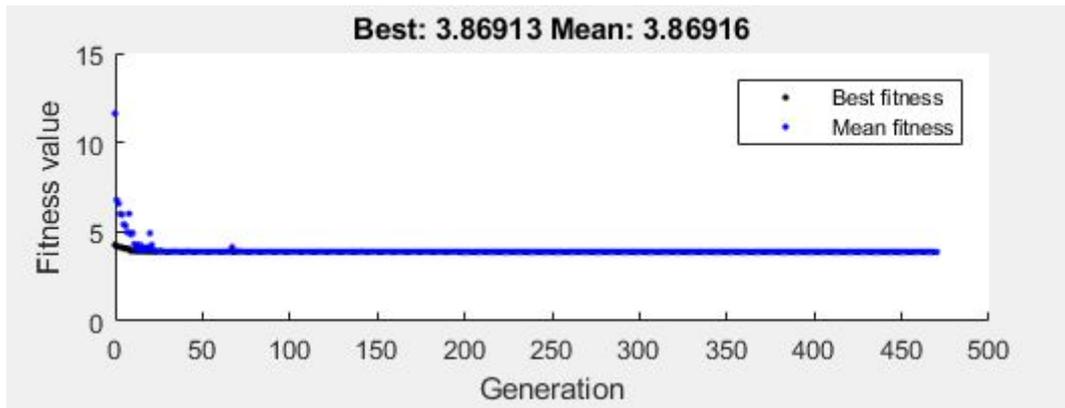


Figura 4.2. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2037.

in cui andiamo a verificare la velocità dell'algoritmo mettendo in relazione la *fitness function* rispetto al *numero di generazioni*. Questo è il caso in cui siamo andati a minimizzare la massa iniziale: l'algoritmo raggiunge la convergenza in poco meno di 500 generazioni per cui il valore di precisione media coincide con il miglior valore. La convergenza non è stata raggiunta immediatamente, i risultati però sono corretti e molto realistici se paragonati ad una missione reale programmata per il futuro. Stesso discorso per quanto riguarda i valori delle masse per ogni fase di missione: i risultati sono corretti e quindi si possono tener conto per pianificare una missione del tipo Mars Sample Return.

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Possiamo confrontare l'orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione considerata. Facciamo riferimento alla seguente figura in cui prima visualizziamo i risultati relativi ad una minimizzazione della variazione della velocità, poi quelli relativi alla massa iniziale:

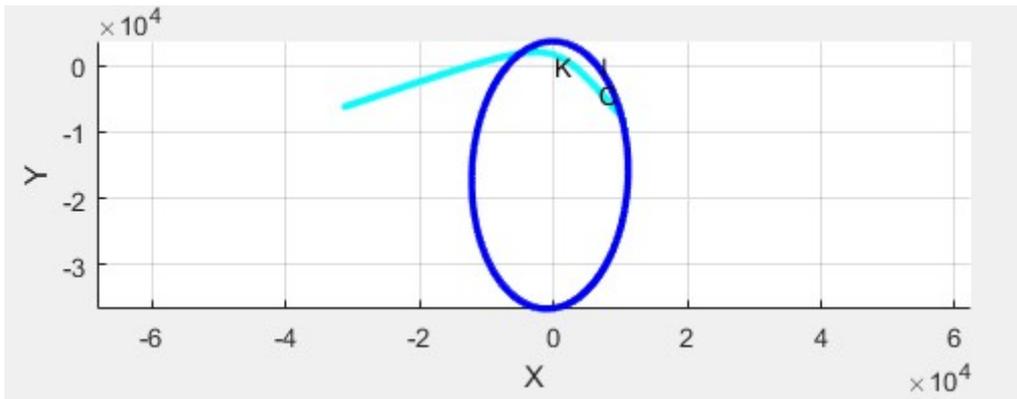


Figura 4.3. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura, orbite iperboliche di cattura e di fuga, minimizzando la variazione di velocità.

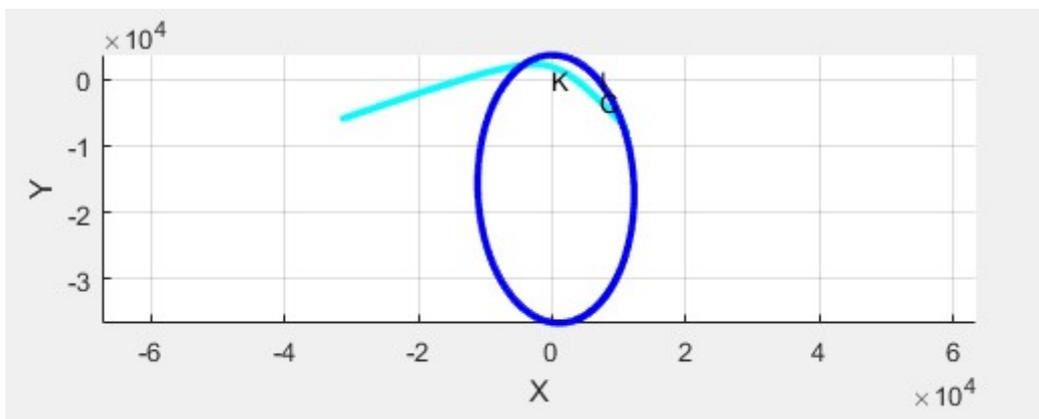


Figura 4.4. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2037.

in cui:

- In *blu* si rappresenta l'orbita di parcheggio
- In *azzurro* si rappresenta l'iperbole di cattura
- In *verde* si rappresenta l'iperbole di fuga

Per chiarezza visiva ed identificazione dell'angolo tra l'iperbole della fase considerata e l'orbita ellittica si aggiunge una vista 3D:

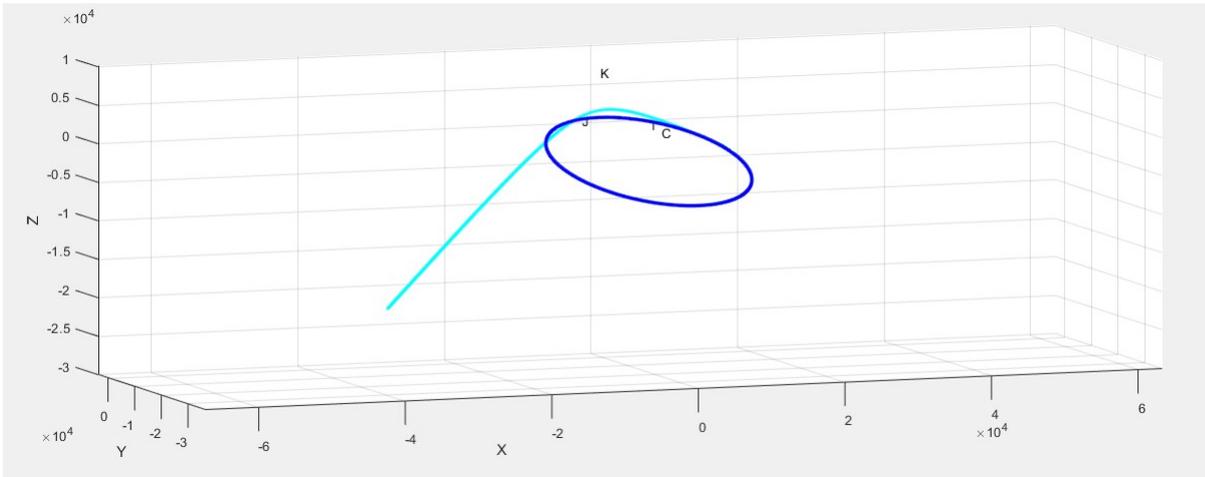


Figura 4.5. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura in vista 3D per lancio nel 2037.

Mentre per quanto riguarda l' orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e di fuga e la relativa iperbole di fuga per la missione considerata, si ha:

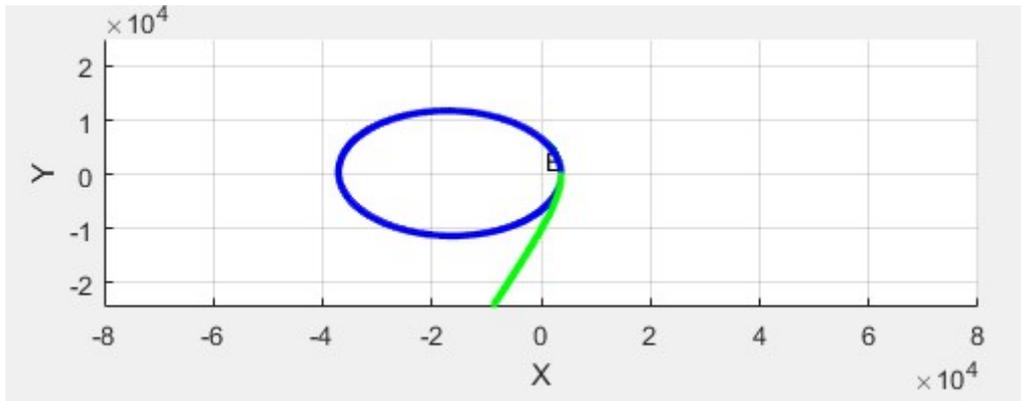


Figura 4.6. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la variazione di velocità.

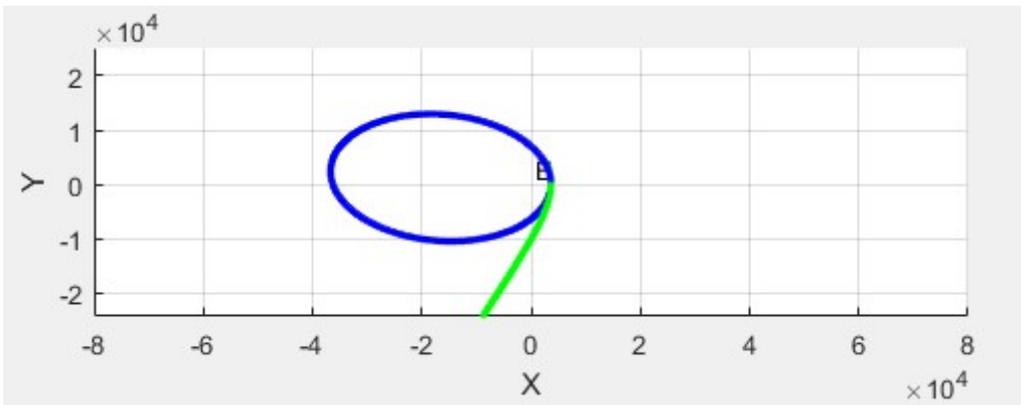


Figura 4.7. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2037.

Si nota subito la differenza tra le manovre: per la fase di escape viene richiesta una velocità maggiore, motivo per cui la traiettoria è poco ruotata, con conseguente riduzione dei costi. Per la fase di cattura invece avviene il contrario, infatti si necessita di una maggiore rotazione attraverso l'impulso. mentre nel caso 3D si ha il particolare minimizzando la velocità complessiva:

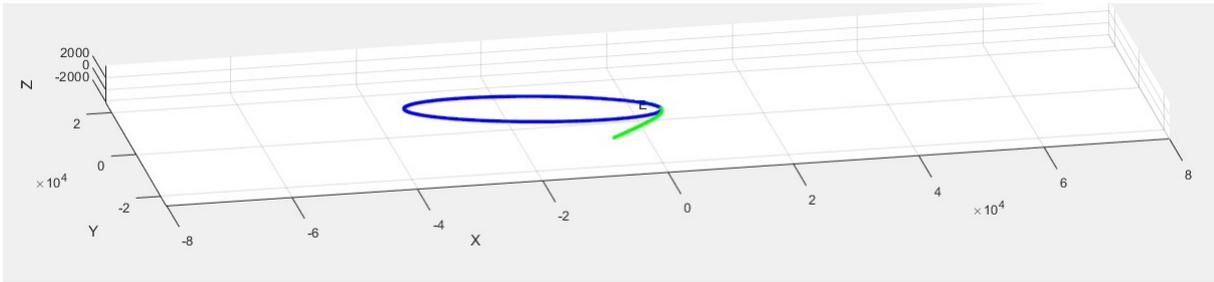


Figura 4.8. Orbita ellittica di parcheggio fase cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga in vista 3D per lancio nel 2037.

Ora si può procedere andando a valutare una possibile missione con partenza nel 2041, in particolare con arrivo su Marte il 27/07/2042 e partenza da Marte il 31/07/2043. Questo perché le finestre di lancio per avere delle traiettorie ottime in modo tale da poter risparmiare sul costo di propellente sono ogni quattro anni. Si è scelto di studiare nel corso del tempo come potrebbe differenziarsi una missione del tipo Sample Return con obiettivo Marte. Come fatto precedentemente, andiamo a valutare due casi, il primo minimizzando il valore di variazione di velocità, il secondo andando a considerare la massa iniziale. Cambierà ovviamente il valore del livello energetico sia per la fase di cattura che di fuga. In particolare:

Fase	Alpha	Delta	$C_3 \text{ Km}^2/\text{s}^2$	$V_\infty \text{ Km/s}$
Capture	$113.8^\circ$	$-1.7^\circ$	8.5264	2.920
Escape	$-53.5^\circ$	$5.3^\circ$	6.105841	2.471

Tabella 4.4. Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 27/07/2042

Quindi si può procedere con i risultati trovati per i due casi e successivamente analizzarli.

### Minimizzazione variazione di velocità

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la variazione di velocità in gioco, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	$\Delta V$ ottimizzato
Ascesa	4.1607	4.5	0.16	0.4757	0.287	0.0287	1.97633 Km/s
Discesa	1.2613	4.5	1.2757	1.7448	0.4265	0.04265	<b>M TOT</b>
Arrivo	1.0395	4.5	2.2617	2.9253	0.6034	0.06034	2.925371 t
Ritorno	0.9368	4.5	0.41	0.5169	0.0971	0.00971	

Tabella 4.5. Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2041.

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

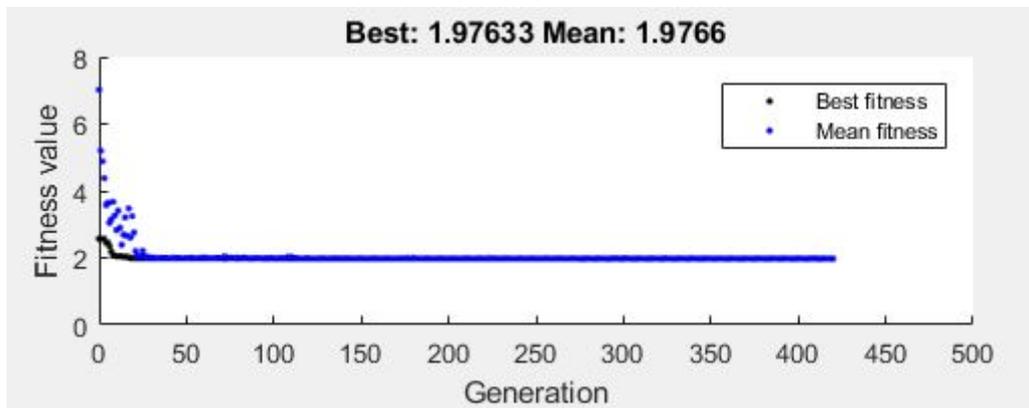


Figura 4.9. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2041.

in cui andiamo a verificare la velocità dell'algoritmo mettendo in relazione la *fitness function* rispetto al *numero di generazioni*. Questo è il caso in cui siamo andati a minimizzare la variazione di velocità: l'algoritmo raggiunge la convergenza in circa 420 generazioni per cui il valore di precisione media coincide con il miglior valore. Si può constatare che la convergenza non viene raggiunta in tempi molto brevi, ma in ogni caso si ottengono ottimi risultati per le masse per ogni fase di missione considerata.

### Minimizzazione massa iniziale

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la massa iniziale, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

In entrambi i casi si sono fatte le seguenti assunzioni:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	M TOT OTTIMIZZATA
Ascesa	4.1607	4.5	0.16	0.4757	0.287	0.0287	2.924406 t
Discesa	1.2613	4.5	1.2757	1.7448	0.4265	0.04265	$\Delta V$
Arrivo	1.0371	4.5	2.2624	2.9244	0.602	0.0602	1.979274 Km/s
Ritorno	0.9422	4.5	0.41	0.5275	0.0978	0.00978	

Tabella 4.6. Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2041.

- $m_s = 0.1 \cdot m_p$
- $m_{u \text{ discesa}} = 0.8 + m_{i \text{ ascesa}}$

Analizzando i dati ottenuti possiamo trarre le seguenti considerazioni: con il codice di calcolo, quando ci troviamo nel caso di minimizzazione della massa iniziale, riscontriamo una riduzione del  $\Delta V$  per la fase di arrivo ed un aumento nella fase di ritorno rispetto a ciò che accade nel caso in cui procediamo andando a minimizzare la variazione di velocità complessiva. Questo accade perché lo scopo è quello di ridurre la massa iniziale dello spacecraft, portando un leggero aumento, in termini di tonnellate, per i valori di massa utile all'arrivo e di massa iniziale per il ritorno. Andiamo a verificare la velocità dell'algorithm mettendo in relazione la *fitness function* rispetto al *numero di generazioni*. Questo è il caso in cui siamo andati a minimizzare la massa iniziale:

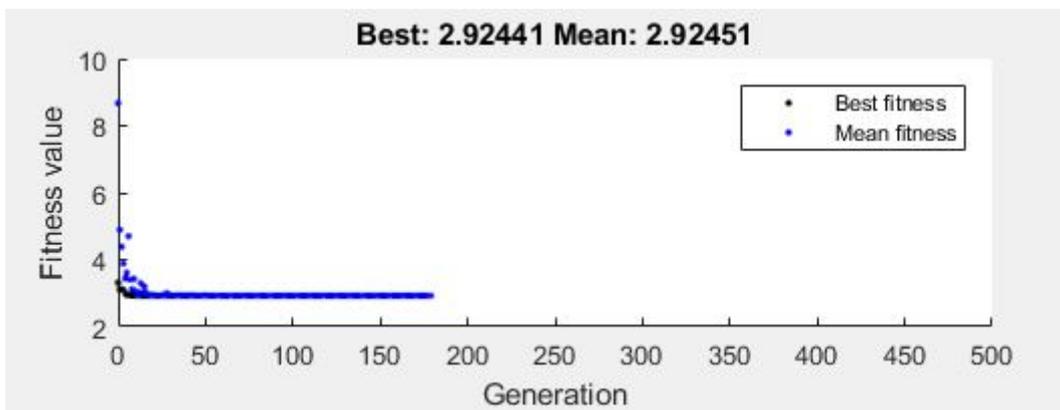


Figura 4.10. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2041.

L'algoritmo raggiunge la convergenza in meno di 200 generazioni per cui il valore di precisione media coincide con il miglior valore. La convergenza è stata raggiunta in tempi non troppo lunghi, i risultati sono corretti e accettabili per la missione considerata. Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Possiamo confrontare l'orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione considerata. Facciamo riferimento alla seguente figura in cui prima visualizziamo i risultati relativi ad una minimizzazione della variazione della velocità, poi quelli relativi alla massa iniziale:

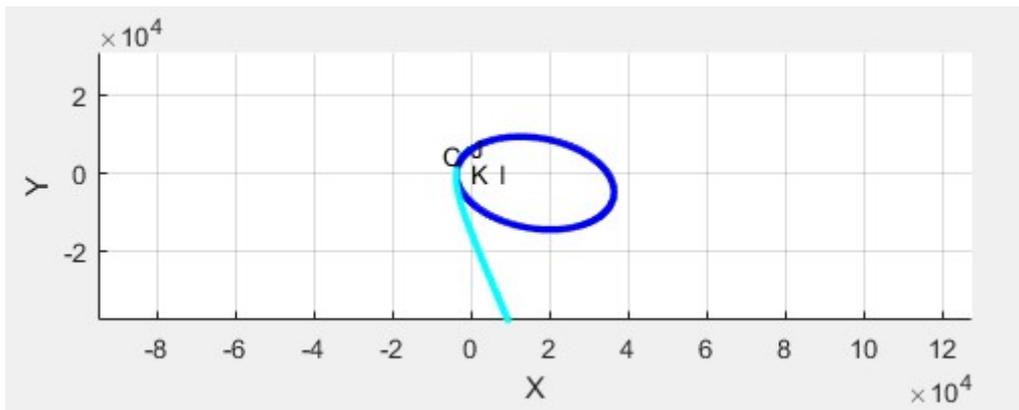


Figura 4.11. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2041.

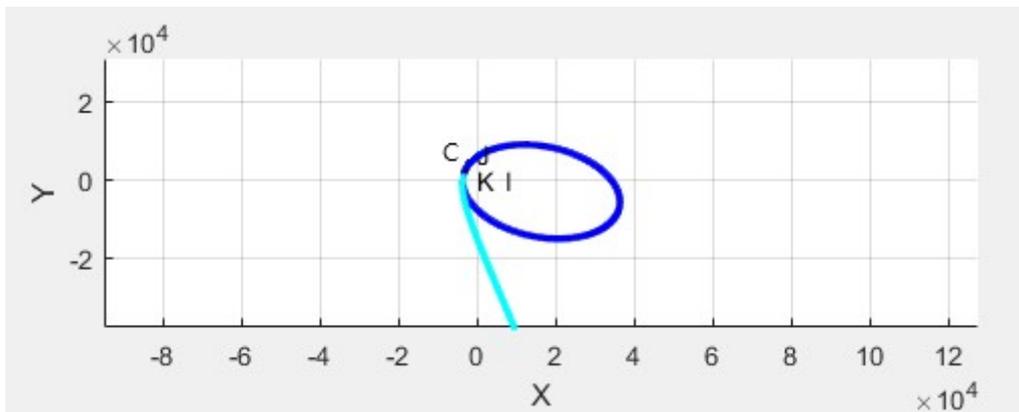


Figura 4.12. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2041.

in cui:

- In *blu* si rappresenta l'orbita di parcheggio
- In *azzurro* si rappresenta l'iperbole di cattura
- In *verde* si rappresenta l'iperbole di fuga

Per chiarezza visiva ed identificazione dell'angolo tra l'iperbole della fase considerata e l'orbita ellittica si aggiunge una vista 3D:

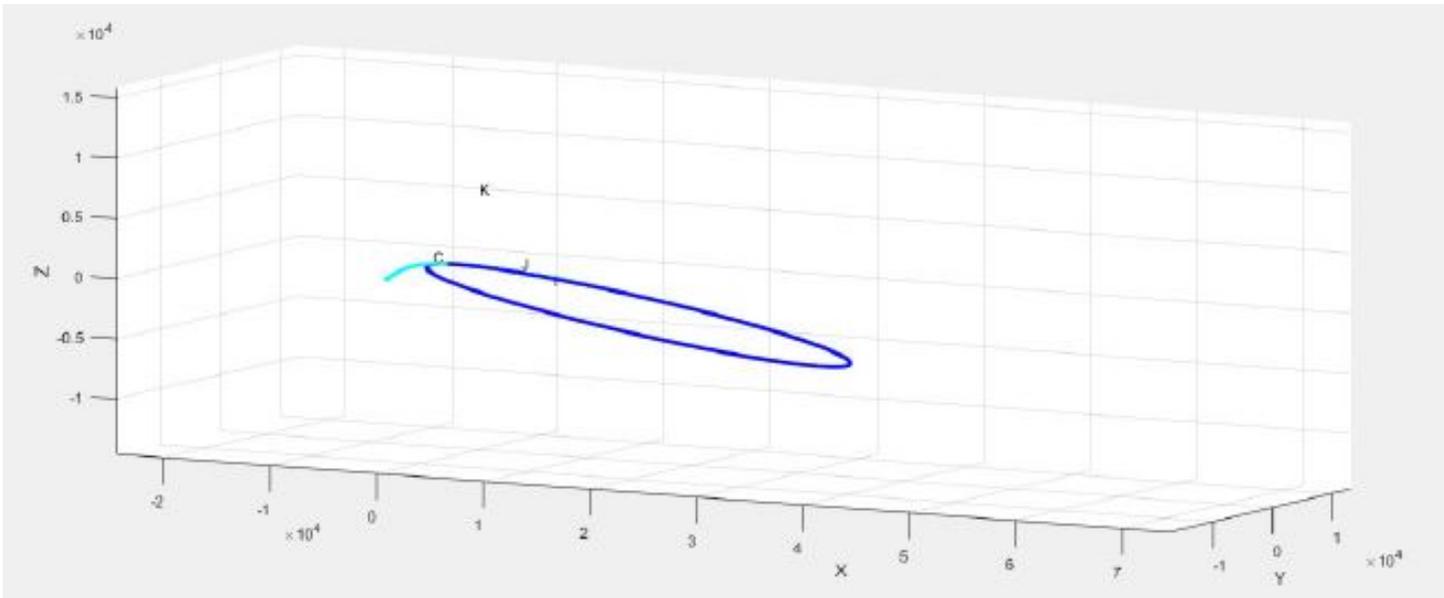


Figura 4.13. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura in vista 3D per lancio nel 2041.

Mentre per quanto riguarda l'orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e di fuga e la relativa iperbole di fuga per la missione considerata, si ha:

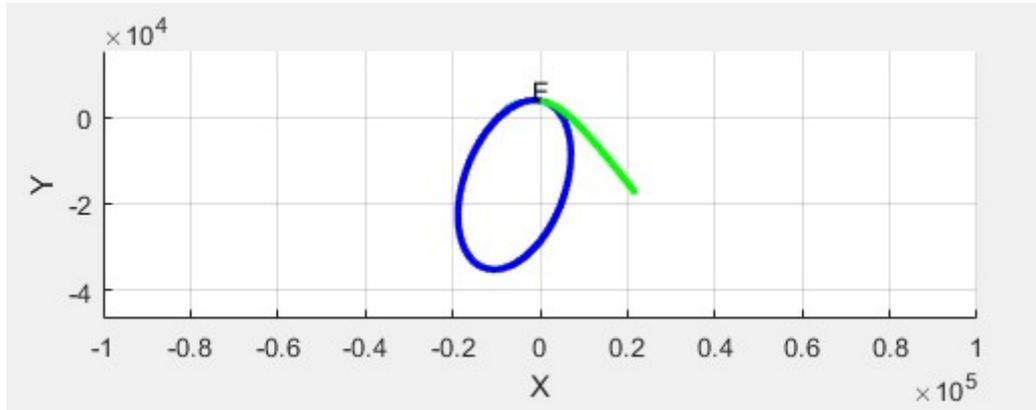


Figura 4.14. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbite iperboliche di fuga, minimizzando la variazione di velocità.

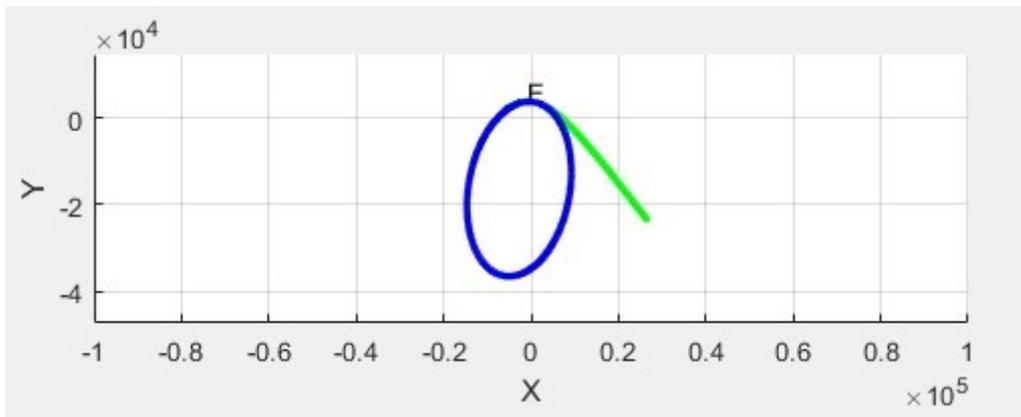


Figura 4.15. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2041.

mentre nel caso 3D si ha il particolare minimizzando la velocità complessiva:

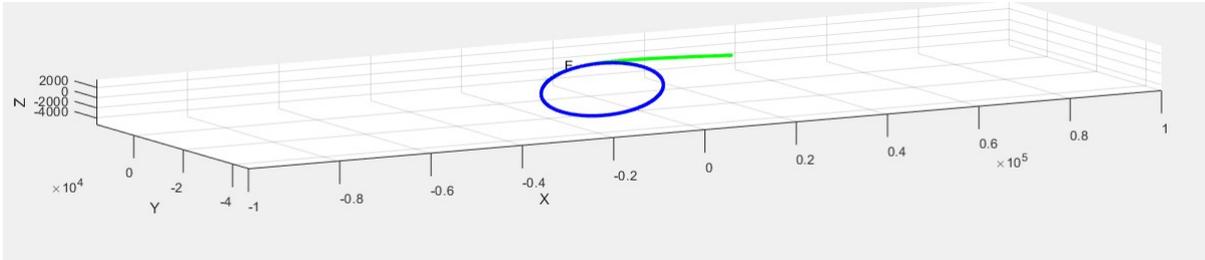


Figura 4.16. Orbita ellittica di parcheggio fase cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga in vista 3D per lancio nel 2041.

Ora si può procedere andando a valutare una possibile missione con partenza nel 2045, in particolare con arrivo su Marte il 6/10/2046 e partenza da Marte il 29/1/2048. Come fatto precedentemente, andiamo a valutare due casi, il primo minimizzando il valore di variazione di velocità, il secondo andando a considerare la massa iniziale. Cambierà ovviamente il valore del livello energetico sia per la fase di cattura che di fuga. In particolare:

Fase	Alpha	Delta	$C_3 \text{ Km}^2/\text{s}^2$	$V_\infty \text{ Km/s}$
Capture	$162.9^\circ$	$-34^\circ$	11.115556	3.334
Escape	$34.3^\circ$	$31.6^\circ$	7.601049	2.757

Tabella 4.7. Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 06/10/2046

Quindi si può procedere con i risultati trovati per i due casi e successivamente analizzarli.

### Minimizzazione variazione di velocità

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la variazione di velocità in gioco, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	$\Delta V$ ottimizzato
Ascesa	4.1607	4.5	0.16	0.4757	0.287	0.0287	4.313622 Km/s
Discesa	1.2613	4.5	1.2757	1.7448	0.4265	0.04265	<b>M TOT</b>
Arrivo	2.4007	4.5	2.4073	4.4154	1.8256	0.18256	4.415455 t
Ritorno	1.9144	4.5	0.41	0.6625	0.2296	0.02296	

Tabella 4.8. Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2045.

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

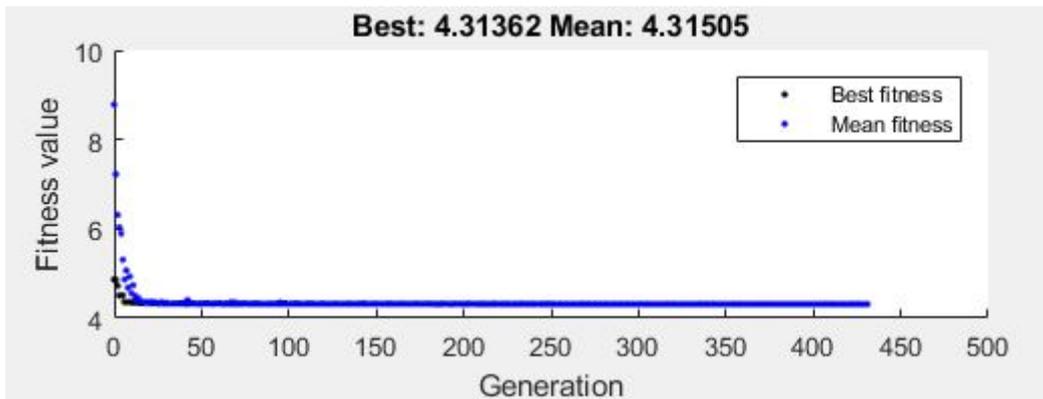


Figura 4.17. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2045.

in cui andiamo a verificare la velocità dell'algoritmo mettendo in relazione la *fitness function* rispetto al *numero di generazioni*. Questo è il caso in cui siamo andati a minimizzare la variazione di velocità: l'algoritmo raggiunge la convergenza in circa 430 generazioni per cui il valore di precisione media coincide con il miglior valore. Essendo molto vicino alle 500 generazioni imposte al codice, si può constatare che la convergenza viene raggiunta in tempi molto lunghi, ottenendo però buoni risultati per le masse per ogni fase di missione considerata.

### Minimizzazione massa iniziale

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la massa iniziale, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella: In entrambi i casi si sono fatte

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	M TOT OTTIMIZZATA
Ascesa	4.1607	4.5	0.16	0.4757	0.287	0.0287	4.23561 t
Discesa	1.2613	4.5	1.2757	1.7448	0.4265	0.04265	$\Delta V$
Arrivo	2.1923	4.5	2.4388	4.2356	1.6334	0.16334	4.286041 Km/s
Ritorno	2.0937	4.5	0.41	0.694	0.2582	0.02582	

Tabella 4.9. Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2045.

le seguenti assunzioni:

- $m_s = 0.1 \cdot m_p$
- $m_u \text{ discesa} = 0.8 + m_i \text{ ascesa}$

Analizzando i dati ottenuti possiamo trarre le seguenti considerazioni: con il codice di calcolo, quando ci troviamo nel caso di minimizzazione della massa iniziale, riscontriamo una riduzione del  $\Delta V$  per la fase di arrivo ed un aumento nella fase di ritorno rispetto a ciò che accade nel caso in cui procediamo andando a minimizzare la variazione di velocità complessiva. Questo accade perché lo scopo è quello di ridurre la massa iniziale dello spacecraft, portando un leggero aumento, in termini di tonnellate, per i valori di massa utile all'arrivo e di massa iniziale per il ritorno. Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

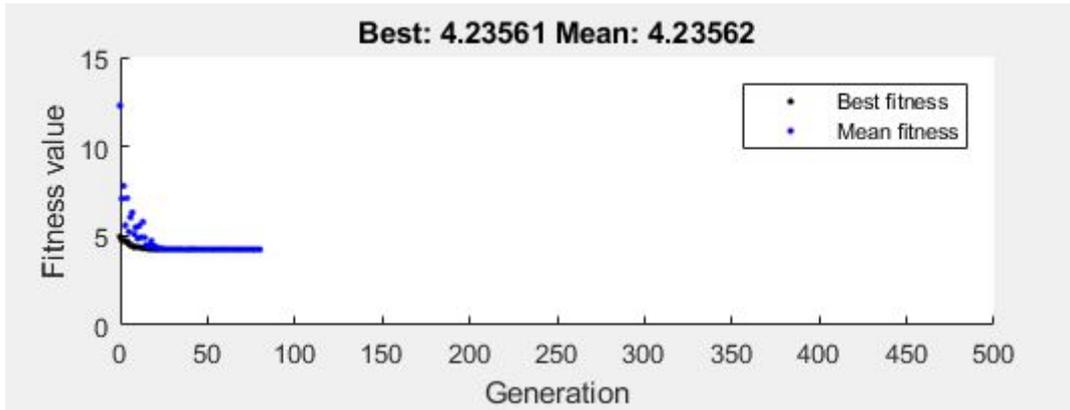


Figura 4.18. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2045.

in cui andiamo a verificare la velocità dell'algoritmo mettendo in relazione la *fitness function* rispetto al *numero di generazioni*. Questo è il caso in cui siamo andati a minimizzare la massa iniziale: l'algoritmo raggiunge la convergenza in poco meno di 100 generazioni per cui il valore di precisione media coincide con il miglior valore. La convergenza è stata raggiunta immediatamente, essendo il numero di iterazioni molto minore di 500: i risultati ottenuti sono corretti. Stesso discorso per quanto riguarda i valori delle masse per ogni fase di missione.

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Possiamo confrontare l'orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione considerata. Facciamo riferimento alla seguente figura in cui prima visualizziamo i risultati relativi ad una minimizzazione della variazione della velocità, poi quelli relativi alla massa iniziale:

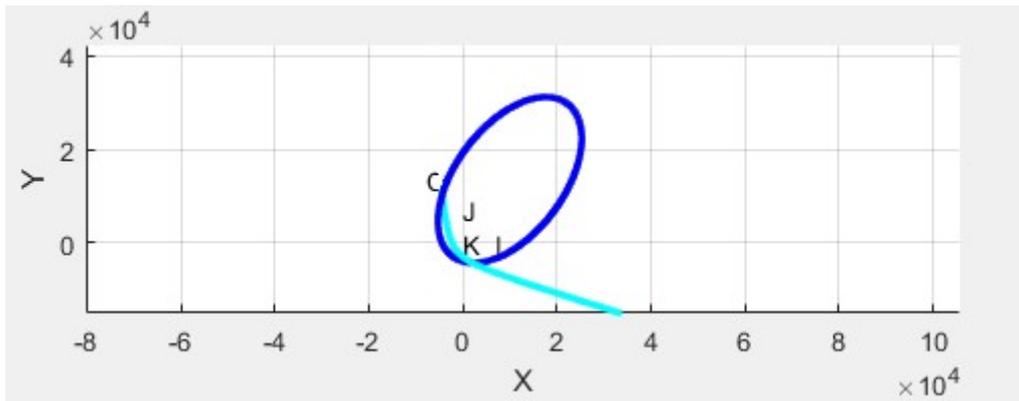


Figura 4.19. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2045.

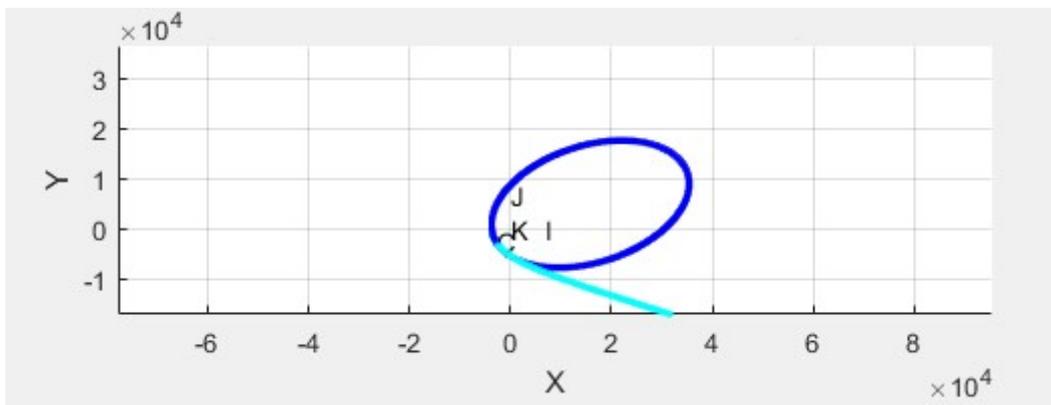


Figura 4.20. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2045.

in cui:

- In *blu* si rappresenta l'orbita di parcheggio
- In *azzurro* si rappresenta l'iperbole di cattura
- In *verde* si rappresenta l'iperbole di fuga

Per chiarezza visiva ed identificazione dell'angolo tra l'iperbole della fase considerata e l'orbita ellittica si aggiunge una vista 3D:

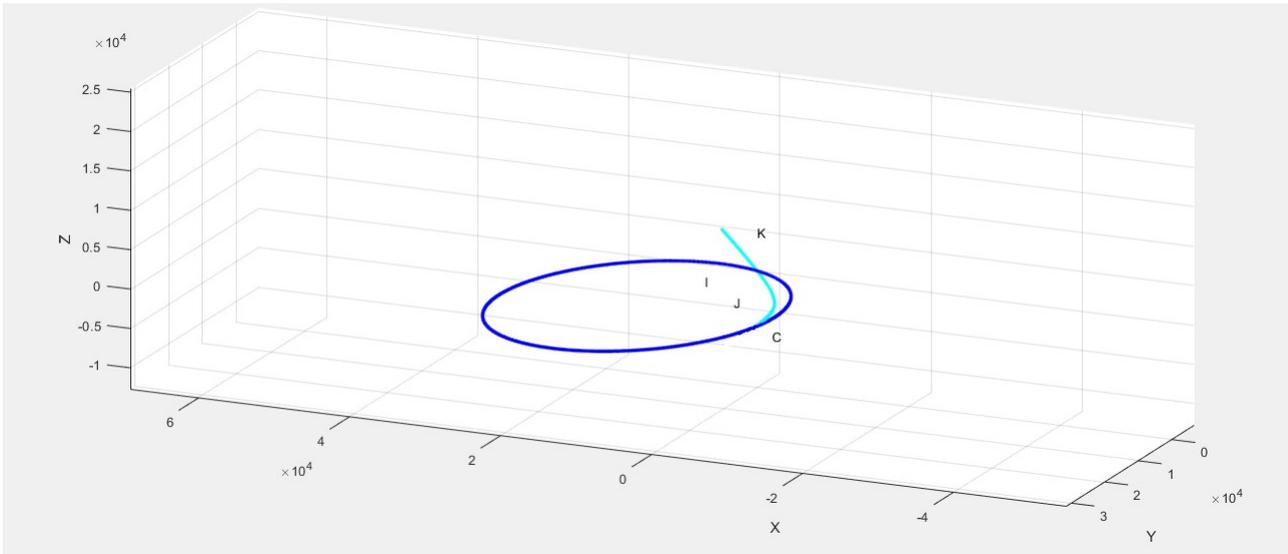


Figura 4.21. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbite iperboliche di cattura in vista 3D per lancio nel 2045.

Mentre per quanto riguarda l'orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e di fuga e la relativa iperbole di fuga per la missione considerata, si ha:

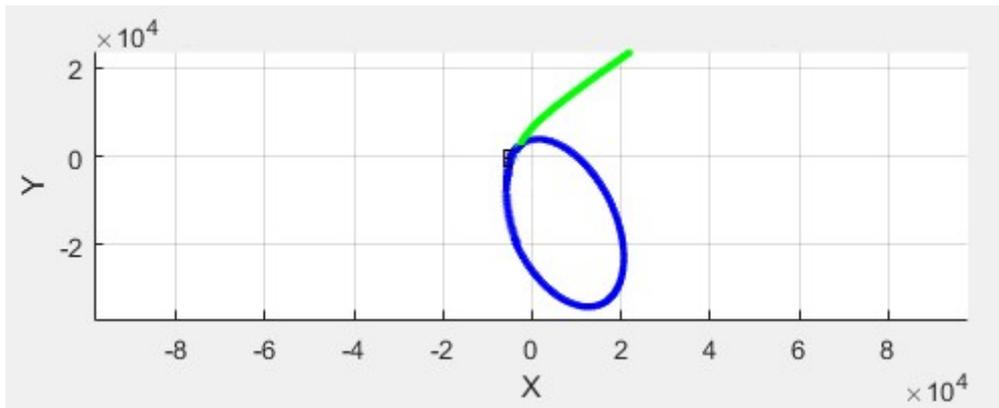


Figura 4.22. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di cattura e di fuga, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2045.

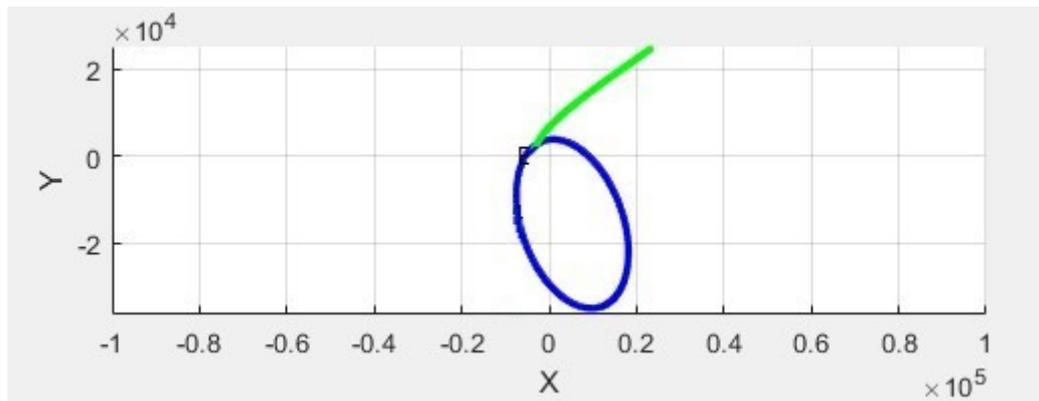


Figura 4.23. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2045.

## 4.2 Confronto risultati per data di lancio

Per avere un quadro più completo e di facile lettura, si prosegue la trattazione andando a confrontare i valori che si modificano per ogni data di lancio. Il tutto verrà inserito in una tabella per analizzare più facilmente la differenza. In questo modo si può avere un'idea generale riguardo la scelta della finestra di lancio ideale per una missione Mars Sample Return.

Iniziamo andando a confrontare il caso di ottimizzazione tramite minimizzazione della massa iniziale:

Data	Fase	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	DV (Km/s)	M TOT OTTIMIZZATA (t)	$\Delta V$ (Km/s)
2037	Arrivo	2.2997	3.8691	1.4268	2.0703	3.869131	3.328991
	Ritorno	0.41	0.5549	0.1317	1.2197		
2041	Arrivo	2.2624	2.9244	0.602	1.0371	2.924406	1.979274
	Ritorno	0.41	0.5175	0.0978	0.9422		
2045	Arrivo	2.4388	4.2356	1.6334	2.1923	4.23561	4.286041
	Ritorno	0.41	0.694	0.2582	2.0937		

Tabella 4.10. Dati relativi al confronto tra date di lancio per minimizzazione massa iniziale

Procediamo con il caso di minimizzazione della variazione di velocità:

Data	Fase	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	DV (Km/s)	M TOT (t)	$\Delta V$ ottimizzato (Km/s)
2037	Arrivo	2.2884	3.8894	1.7448	2.1093	3.889401	3.247213
	Ritorno	0.41	0.5436	0.1215	1.138		
2041	Arrivo	2.6617	2.9253	0.6034	1.0395	2.925371	2.925371
	Ritorno	0.41	0.5169	0.0971	0.9368		
2045	Arrivo	2.4073	4.4154	1.8256	2.4007	4.415455	4.323622
	Ritorno	0.41	0.6625	0.2296	1.9144		

Tabella 4.11. Dati relativi al confronto tra date di lancio per minimizzazione variazione della velocità

Confrontando i dati nelle tabelle si può notare che in ognuno dei casi relativi ad una differenza di data di lancio, quando andiamo a minimizzare la massa iniziale, si ha una riduzione del  $\Delta V$  di arrivo ed un aumento del  $\Delta V$  di ritorno se paragoniamo al caso in cui andiamo a minimizzare la variazione di velocità complessiva. Differenze tra i dati nelle diverse date di lancio si possono trovare anche per quanto riguarda il valore della massa di propellente. Questo non stupisce molto in quanto sappiamo che tale massa relativa alla fase di arrivo dipende dalla massa utile di arrivo e dalla massa totale. Il valore minore per la fase di ritorno si ritrova nel caso di minimizzazione della velocità per il lancio effettuato nel 2037. Diversa è la questione per quanto riguarda i dati non riportati in tabella: la decisione è stata presa in quanto tali valori rimangono costanti. Questo si spiega in quanto nelle fasi di ascesa e di discesa per tutte e tre le date di lancio le variabili sono legate esclusivamente a parametri geometrici dell'orbita di parcheggio. E' bene inoltre notare che  $\Delta V$  e masse totali sono legate al livello energetico  $C_3$ , aumentando all'aumentare

dello stesso. Nel caso di finestra di lancio nel 2041 infatti, avendo valori di  $C_3$  più bassi rispetto agli altri casi, troviamo valori di massa inferiori. Successivamente si andranno a variare i sopracitati parametri geometrici per avere un'idea di come si modificano questi valori.

### 4.3 Analisi influenza massa riportata a Terra

Andiamo ora ad analizzare il caso di una seconda missione in cui consideriamo le masse per la fase di ascesa e di ritorno maggiori, in modo tale da poter trattare il caso di una missione più complessa dal punto di vista del carico trasportato. In questo caso fissiamo i seguenti parametri:

- Velocità efficace di scarico  $c = 4.5 \text{ Km/s}$
- Massa di carico utile per il ritorno  $m_{u \text{ ritorno}} = 0.6 \text{ t}$
- Massa di carico utile per la fase di ascesa  $m_{u \text{ ascesa}} = 0.4 \text{ t}$
- Massa di carico utile per la fase di discesa  $m_{u \text{ discesa}} = m_{i \text{ ascesa}} + 0.8 \text{ t}$
- Massa di carico utile per l'arrivo  $m_{u \text{ arrivo}} = m_{i \text{ ritorno}} + m_{i \text{ discesa}}$

Una volta impostato queste condizioni specifiche, come nel caso precedente, possiamo riportare tutti i dati nel codice Matlab con lo scopo di ottimizzare l'orbita di parcheggio. Consideriamo una finestra di lancio nel 2037. Procediamo sempre in due modi, nel primo andando a minimizzare la variazione di velocità necessaria ad effettuare l'intera missione; nel secondo modo andando a minimizzare la massa iniziale dello spacecraft. Rispetto al caso precedente non ci sono forti differenze, per cui si riporteranno i risultati trovati dall'analisi e si andranno a confrontare con la Missione 1.

Entrando nello specifico, andando ad ottimizzare minimizzando la variazione di velocità complessiva si ottengono i seguenti risultati:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	$\Delta V$ ottimizzato
Ascesa	4.1607	4.5	0.4	1.1892	0.7174	0.07174	3.247277 Km/s
Discesa	1.2613	4.5	1.9892	2.7207	0.665	0.0665	<b>M TOT</b>
Arrivo	2.1095	4.5	3.5162	5.9765	2.2366	0.22366	5.976506 t
Ritorno	1.1378	4.5	0.6	0.7955	0.1777	0.01777	

Tabella 4.12. Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità

Per quanto riguarda invece il caso in cui prendiamo in considerazione la massa iniziale, si hanno i seguenti risultati:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	<b>M TOT OTTIMIZZATA</b>
Ascesa	4.1607	4.5	0.4	1.1892	0.7174	0.07174	5.942453 t
Discesa	1.2613	4.5	1.9892	2.7207	0.665	0.0665	$\Delta V$
Arrivo	2.0621	4.5	3.5395	5.9424	2.1845	0.21845	3.314473 Km/s
Ritorno	1.2524	4.5	0.6	0.8188	0.1989	0.01989	

Tabella 4.13. Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale

In entrambi i casi si sono fatte le seguenti assunzioni:

- $m_s = 0.1 \cdot m_p$
- $m_{u \text{ discesa}} = 0.8 + m_{i \text{ ascesa}}$

Si può subito notare che tra le due missioni i dati cambiano relativamente poco. L'unica differenza degna di nota è quella relativa al valore di massa iniziale per quanto riguarda la fase di ascesa, infatti se nella prima missione si ha  $m_{i \text{ ascesa}} = 0.4757 t$ , in questo caso invece  $m_{i \text{ ascesa}} = 1.1892 t$ . Stesso discorso per le altre finestre di lancio considerate in questo elaborato, per cui non sono stati riportati i relativi dati.

Sulla base dei risultati ottenuti si può notare subito come variazioni non eccessive di masse utili per le fasi di ascesa e di ritorno abbiano un impatto meno marcato nella valutazione dei parametri fondamentali della missione considerata. Sarebbe quindi più interessante prendere in esame diversi parametri geometrici dell'orbita di parcheggio in modo tale da poter avere una visione globale dell'impatto che le diverse situazioni considerate hanno sulla riuscita della missione. Infatti dal confronto effettuato precedentemente si vede come alcuni parametri rimanessero costanti proprio perché legati alla geometria dell'orbita. Quindi ora andiamo a variare in valore dell'eccentricità ed analizziamo i risultati ottenuti.

## 4.4 Analisi dell'influenza dell'eccentricità

Procediamo ora con un'analisi in cui si è deciso di andare a variare un parametro geometrico dell'orbita di parcheggio che è l'eccentricità. In particolare si ha:

- Data di lancio 2037; 2041; 2045
- Orbita di parcheggio ellittica con semiasse maggiore  $a = 20411 \text{ Km}$
- Eccentricità  $e = 0.8$
- $r_p = 3639.5 \text{ Km}$

Come effettuato per il Caso 1, prendiamo in considerazione le diverse date di lancio e attraverso il codice genetico andiamo ad ottimizzare minimizzando prima la variazione di velocità complessiva, successivamente la massa iniziale.

### 4.4.1 Missione 1

Si fissano i seguenti parametri:

- Velocità efficace di scarico  $c = 4.5 \text{ Km/s}$
- Massa di carico utile per il ritorno  $m_{u \text{ ritorno}} = 0.41 \text{ t}$
- Massa di carico utile per la fase di ascesa  $m_{u \text{ ascesa}} = 0.16 \text{ t}$
- Massa di carico utile per la fase di discesa  $m_{u \text{ discesa}} = m_{i \text{ ascesa}} + 0.8 \text{ t}$
- Massa di carico utile per l'arrivo  $m_{u \text{ arrivo}} = m_{i \text{ ritorno}} + m_{i \text{ discesa}}$

e si considera una missione il cui lancio viene effettuato nel 2037, con arrivo su Marte il 02/08/2038 e ripartenza il 23/07/2039. si considerano i seguenti parametri riportati in tabella per facilità di lettura:

Fase	Alpha	Delta	$C_3 \text{ Km}^2/\text{s}^2$	$V_\infty \text{ Km/s}$
Capture	19.4°	38.7°	7.778521	2.789
Escape	-124.1°	8.7°	9.591409	3.097

Tabella 4.14. Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 02/08/2038

### Minimizzazione variazione di velocità

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la variazione di velocità in gioco, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	$\Delta V$ ottimizzato
Ascesa	3.8752	4.5	0.16	1.0961	0.6328	0.06328	3.46449 Km/s
Discesa	1.2604	4.5	1.8961	2.5927	0.6334	0.06334	<b>M TOT</b>
Arrivo	2.2688	4.5	3.3999	6.0239	2.3855	0.23855	6.023963 t
Ritorno	1.1957	4.5	0.41	0.8072	0.1884	0.01884	

Tabella 4.15. Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2037.

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

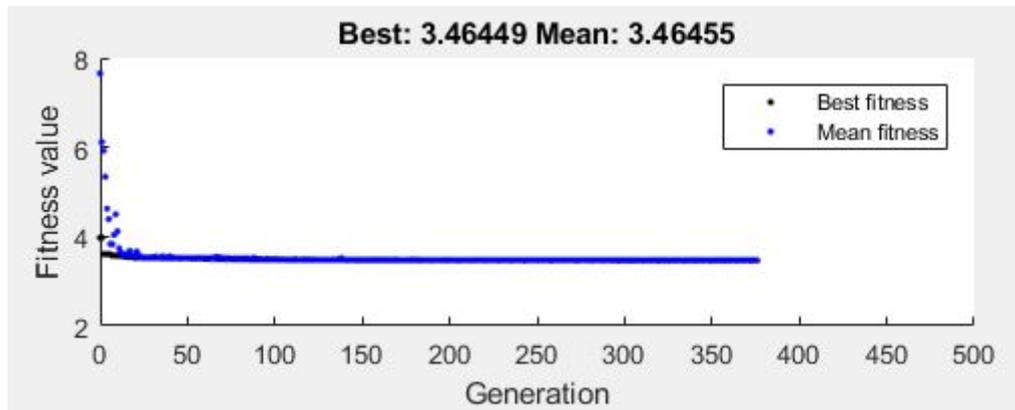


Figura 4.24. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2037.

L'algoritmo raggiunge convergenza in poco meno di 400 iterazioni, per cui si può concludere che tale convergenza non viene raggiunta in tempi brevi. I risultati sono corretti anche in questo caso, anche per quanto riguarda i valori di variazione di velocità nelle varie fasi di missione.

### Minimizzazione massa iniziale

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la massa iniziale, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	M TOT OTTIMIZZATA
Ascesa	3.8752	4.5	0.16	1.0961	0.6328	0.06328	5.875711 t
Discesa	1.2604	4.5	1.8961	2.5927	0.6334	0.06334	$\Delta V$
Arrivo	2.1256	4.5	3.4425	5.8757	2.212	0.02212	3.524601 Km/s
Ritorno	1.399	4.5	0.41	0.8498	0.2271	0.02271	

Tabella 4.16. Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2037.

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

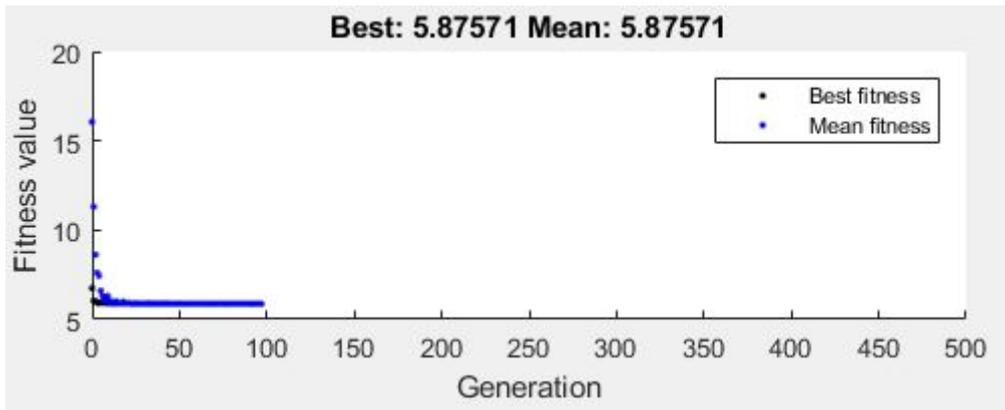


Figura 4.25. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2037.

in cui andiamo a verificare la velocità dell'algoritmo mettendo in relazione la *fitness function* rispetto al *numero di generazioni*. Questo è il caso in cui siamo andati a minimizzare la massa iniziale: l'algoritmo raggiunge la convergenza in circa 100 generazioni per cui il valore di precisione media coincide con il miglior valore. La convergenza è stata raggiunta immediatamente, i risultati sono corretti. Possiamo confrontare l'orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione considerata. Facciamo riferimento alla seguente figura in cui prima visualizziamo i risultati relativi ad una minimizzazione della variazione della velocità, poi quelli relativi alla massa iniziale:

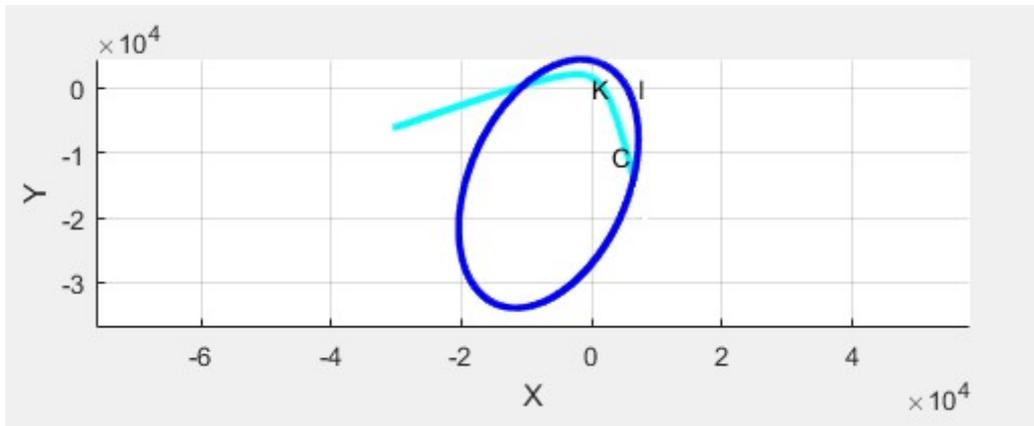


Figura 4.26. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2037.

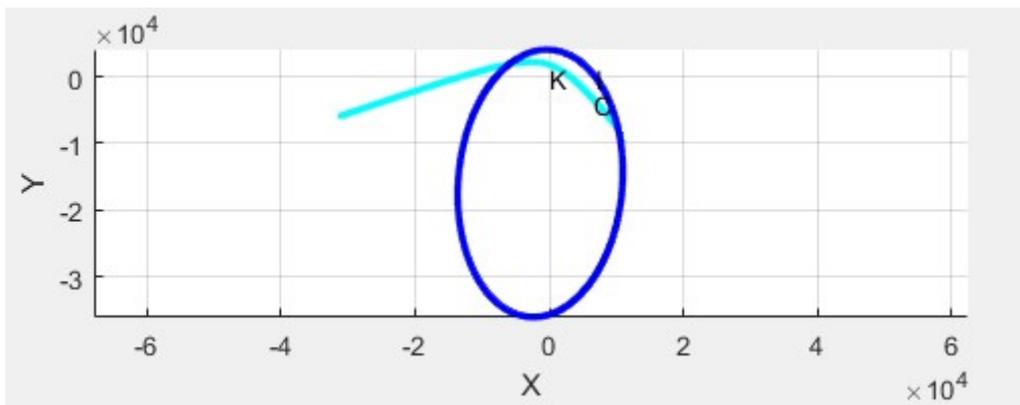


Figura 4.27. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2037.

in cui:

- In *blu* si rappresenta l'orbita di parcheggio
- In *azzurro* si rappresenta l'iperbole di cattura
- In *verde* si rappresenta l'iperbole di fuga

Per chiarezza visiva ed identificazione dell'angolo tra l'iperbole della fase considerata e l'orbita ellittica si aggiunge una vista 3D:

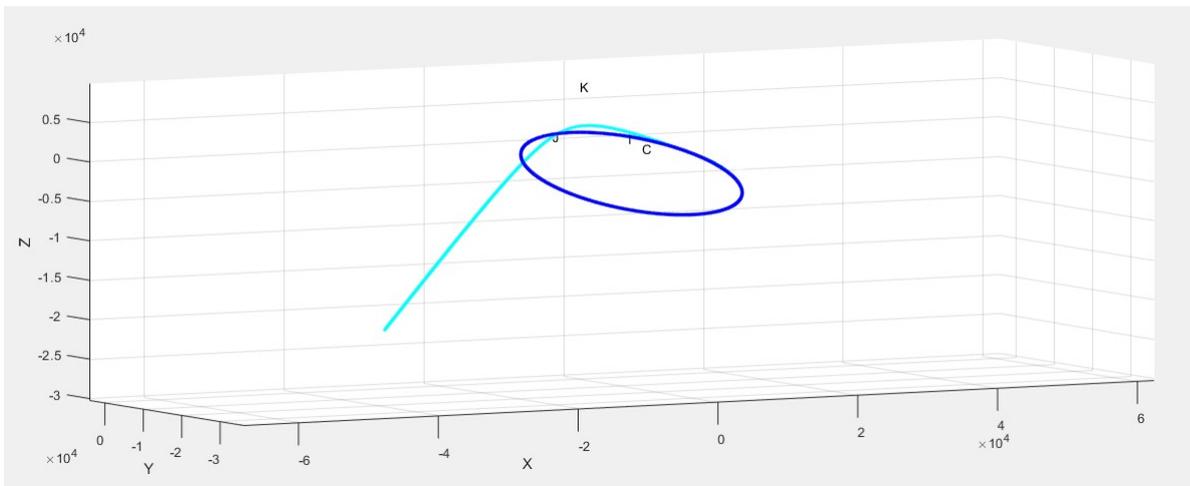


Figura 4.28. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura in vista 3D per lancio nel 2037.

Mentre per quanto riguarda l'orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e di fuga e la relativa iperbole di fuga per la missione considerata, si ha:

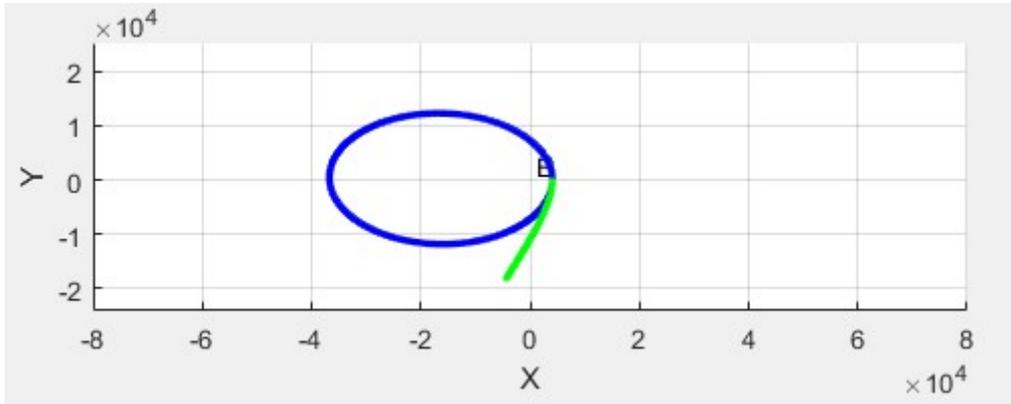


Figura 4.29. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2037.

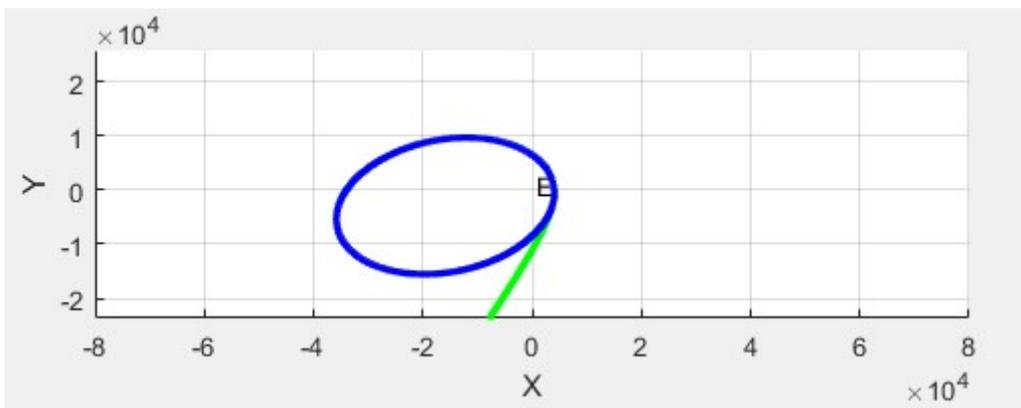


Figura 4.30. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2037.

mentre nel caso 3D si ha il particolare minimizzando la massa iniziale:

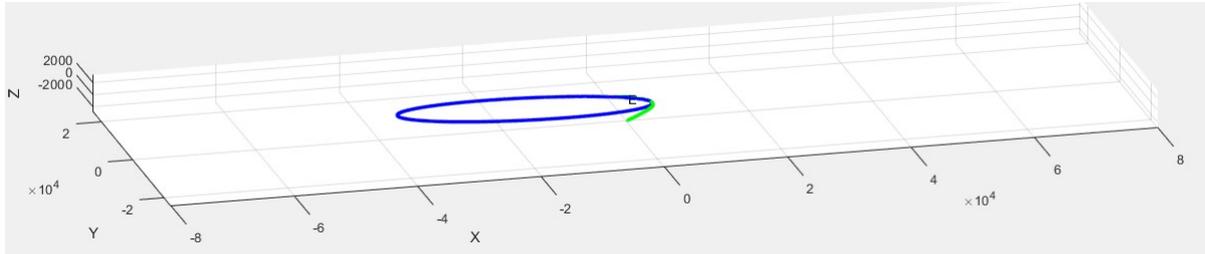


Figura 4.31. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga in vista 3D per lancio nel 2037.

Come fatto precedentemente, si va ora a valutare il caso di partenza nella finestra di lancio del 2041, in particolare con arrivo su Marte il 27/07/2042 e partenza da Marte il 31/07/2043. Si fissano i seguenti parametri:

Fase	Alpha	Delta	$C_3 \text{ Km}^2/\text{s}^2$	$V_\infty \text{ Km/s}$
Capture	$113.8^\circ$	$-1.7^\circ$	8.5264	2.920
Escape	$-53.5^\circ$	$5.3^\circ$	6.105841	2.471

Tabella 4.17. Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 27/07/2042

### Minimizzazione variazione di velocità

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la variazione di velocità in gioco, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

Fase	$\Delta V \text{ (Km/s)}$	$C \text{ (Km/s)}$	$m_u \text{ (t)}$	$m_i \text{ (t)}$	$m_p \text{ (t)}$	$m_s \text{ (t)}$	$\Delta V \text{ ottimizzato}$
Ascesa	3.8752	4.5	0.16	1.0961	0.6328	0.06328	2.12104 Km/s
Discesa	1.2604	4.5	1.8961	2.5927	0.6334	0.06334	<b>M TOT</b>
Arrivo	1.1197	4.5	2.6639	4.423	1.723	0.1723	4.423093 t
Ritorno	0.9485	4.5	0.41	0.5064	0.0877	0.0877	

Tabella 4.18. Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2041.

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

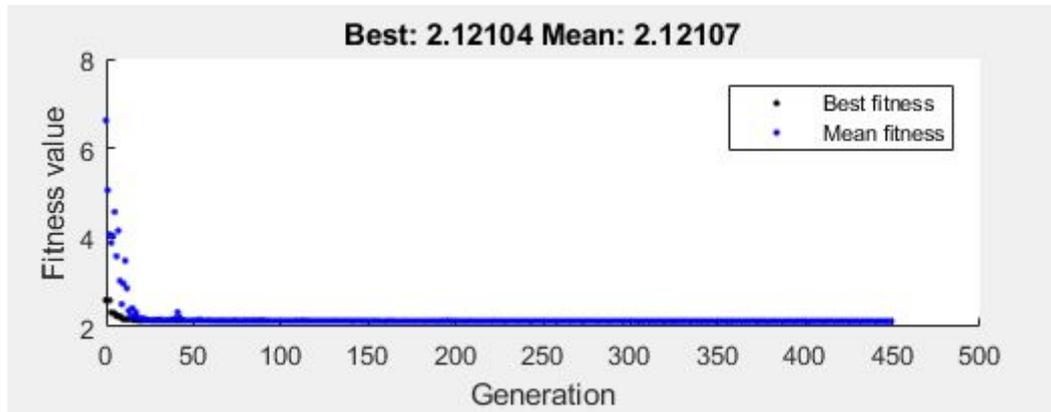


Figura 4.32. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2041.

L'algoritmo raggiunge convergenza in 450 iterazioni, per cui si può concludere che tale convergenza non viene raggiunta in tempi brevi. I risultati sono corretti anche in questo caso, anche per quanto riguarda i valori di massa nelle varie fasi di missione.

### Minimizzazione massa iniziale

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la massa iniziale, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	M TOT OTTIMIZZATA
Ascesa	3.8752	4.5	0.16	1.0961	0.6328	0.06328	4.403215 t
Discesa	1.2604	4.5	1.8961	2.5927	0.6334	0.06334	$\Delta V$
Arrivo	1.0901	4.5	3.3513	4.4032	0.9743	0.09743	2.090326 Km/s
Ritorno	1.0003	4.5	0.41	0.7586	0.1442	0.01442	

Tabella 4.19. Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2041.

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

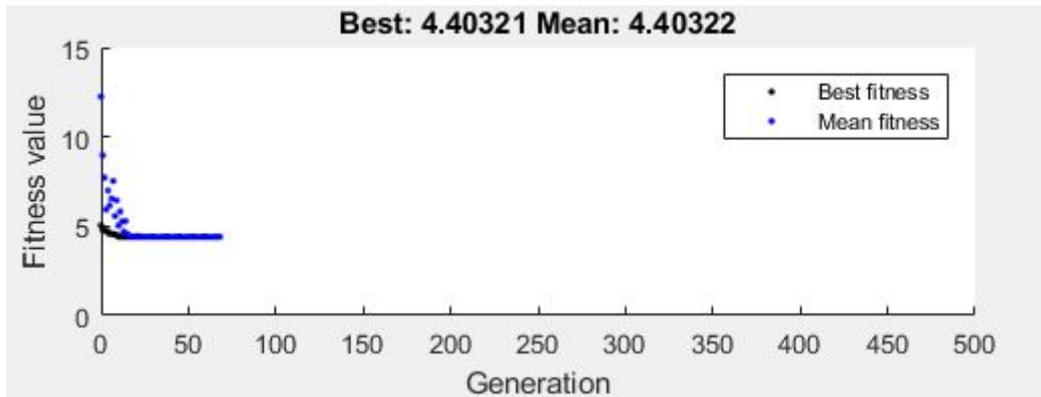


Figura 4.33. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2041.

in cui andiamo a verificare la velocità dell’algoritmo. In questo caso l’algoritmo raggiunge la convergenza in circa 75 generazioni per cui il valore di precisione media coincide con il miglior valore. La convergenza è stata raggiunta immediatamente, i risultati sono corretti.

Possiamo confrontare l’orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione considerata. Facciamo riferimento alla seguente figura in cui prima visualizziamo i risultati relativi ad una minimizzazione della variazione della velocità, poi quelli relativi alla massa iniziale:

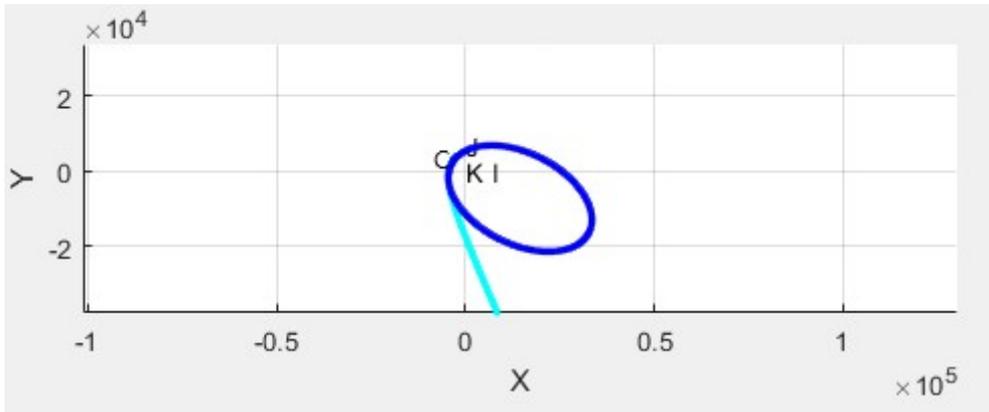


Figura 4.34. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura, orbite iperboliche di cattura e di fuga, minimizzando la variazione di velocità.

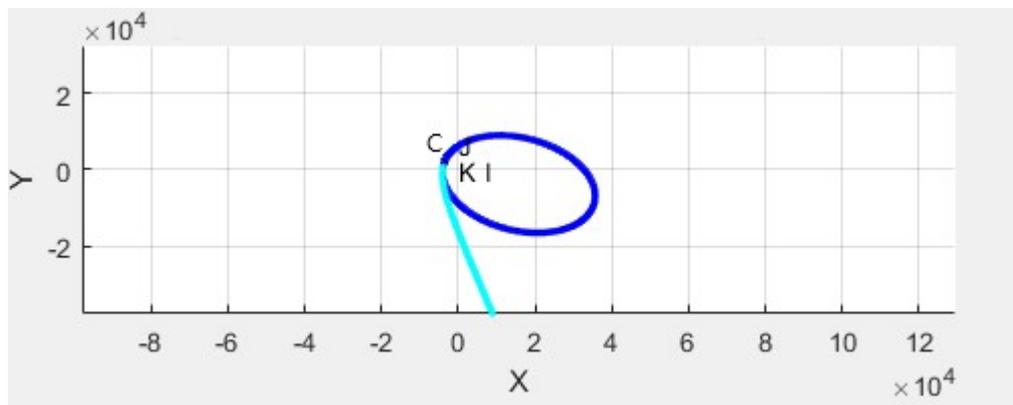


Figura 4.35. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2041.

in cui:

- In *blu* si rappresenta l’orbita di parcheggio
- In *azzurro* si rappresenta l’iperbole di cattura

- In *verde* si rappresenta l'iperbole di fuga

Per chiarezza visiva ed identificazione dell'angolo tra l'iperbole della fase considerata e l'orbita ellittica si aggiunge una vista 3D:

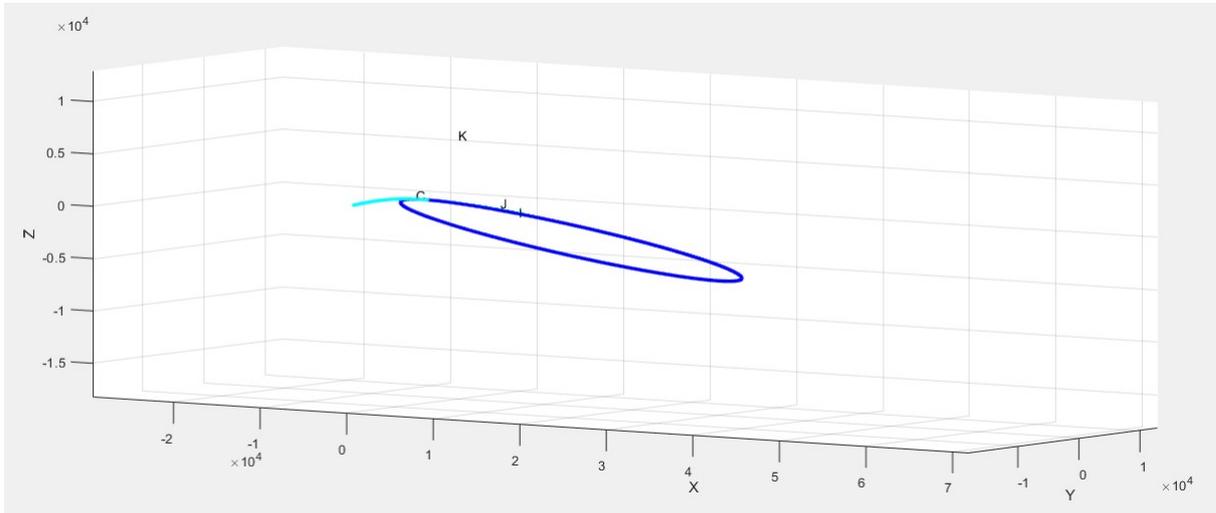


Figura 4.36. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura in vista 3D per lancio nel 2041.

Mentre per quanto riguarda l'orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e di fuga e la relativa iperbole di fuga per la missione considerata, si ha:

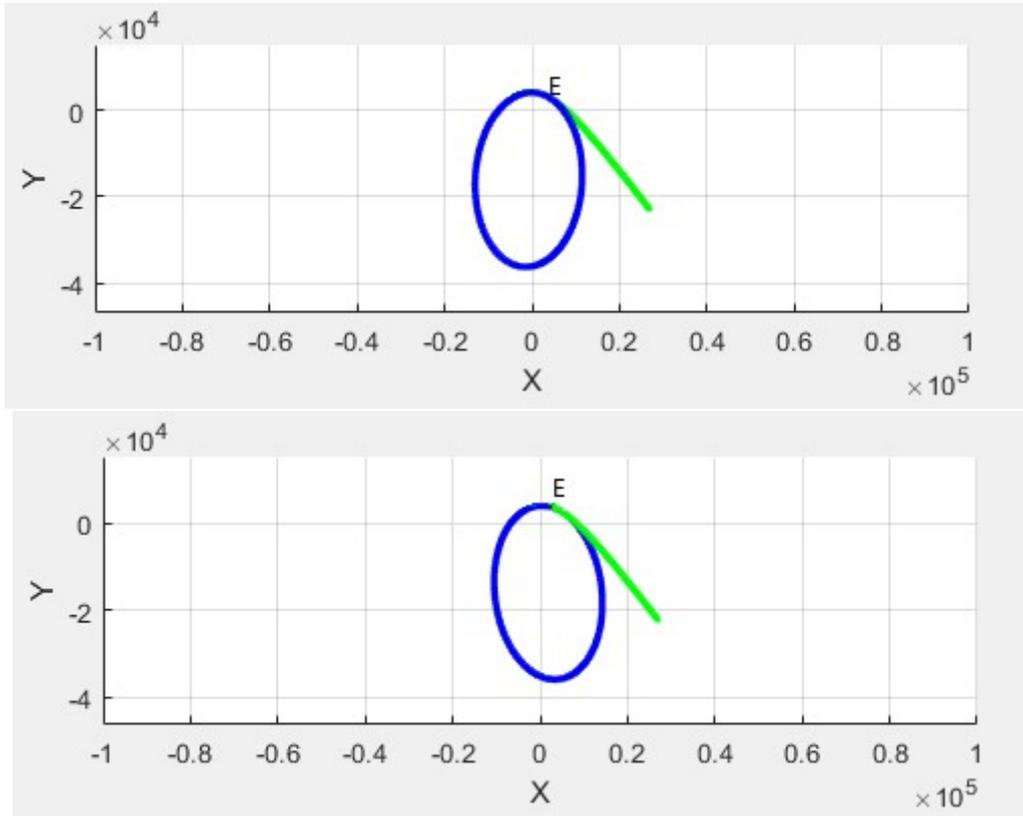


Figura 4.37. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga per lancio nel 2041.

mentre nel caso 3D si ha il particolare minimizzando la massa iniziale:

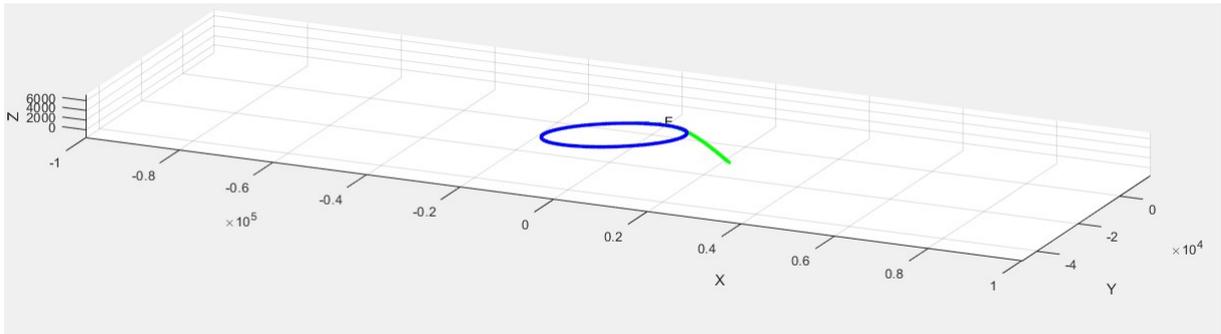


Figura 4.38. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga in vista 3D per lancio nel 2041.

Come fatto precedentemente, si va ora a valutare il caso di partenza nella finestra di lancio del 2045, in particolare con arrivo su Marte il 6/10/2046 e partenza da Marte il 29/1/2048. Si fissano i seguenti parametri:

Fase	Alpha	Delta	$C_3 \text{ Km}^2/\text{s}^2$	$V_\infty \text{ Km/s}$
Capture	$162.9^\circ$	$-34^\circ$	11.115556	3.334
Escape	$34.3^\circ$	$31.6^\circ$	7.601049	2.757

Tabella 4.20. Dati relativi ad un lancio con arrivo su Marte previsto per il 06/10/2046

### Minimizzazione variazione di velocità

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la variazione di velocità in gioco, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

Fase	$\Delta V \text{ (Km/s)}$	$C \text{ (Km/s)}$	$m_u \text{ (t)}$	$m_i \text{ (t)}$	$m_p \text{ (t)}$	$m_s \text{ (t)}$	$\Delta V \text{ ottimizzato}$
Ascesa	3.8752	4.5	0.16	1.0961	0.6328	0.06328	4.21181 Km/s
Discesa	1.2604	4.5	1.8961	2.5927	0.6334	0.06334	<b>M TOT</b>
Arrivo	3.584	4.5	2.6829	6.256	2.4291	0.2491	6.256079 t
Ritorno	2.0001	4.5	0.41	0.9913	0.3557	0.03557	

Tabella 4.21. Dati relativi ad una minimizzazione della variazione di velocità per lancio nel 2045.

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

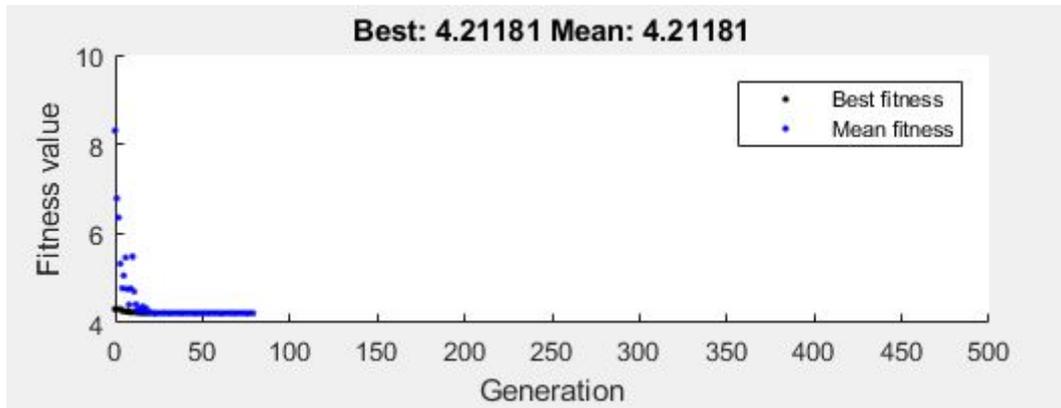


Figura 4.39. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2045.

L'algoritmo raggiunge convergenza in circa 80 iterazioni, per cui si può concludere che tale convergenza viene raggiunta in tempi brevi. I risultati sono corretti anche in questo caso.

### Minimizzazione massa iniziale

In questo caso abbiamo ottimizzato andando a minimizzare la massa iniziale, per cui i risultati sono riportati nella seguente tabella:

Fase	$\Delta V$ (Km/s)	C (Km/s)	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	$m_s$ (t)	M TOT OTTIMIZZATA
Ascesa	3.8752	4.5	0.16	1.0961	0.6328	0.06328	6.245857 t
Discesa	1.2604	4.5	1.8961	2.5927	0.6334	0.06334	$\Delta V$
Arrivo	2.1999	4.5	3.5892	6.2458	2.4151	0.24151	4.220279 Km/s
Ritorno	2.0204	4.5	0.41	0.9965	0.3605	0.03605	

Tabella 4.22. Dati relativi ad una minimizzazione della massa iniziale per lancio nel 2045.

Si può procedere ora con un'analisi per via grafica. Facciamo riferimento alla seguente figura:

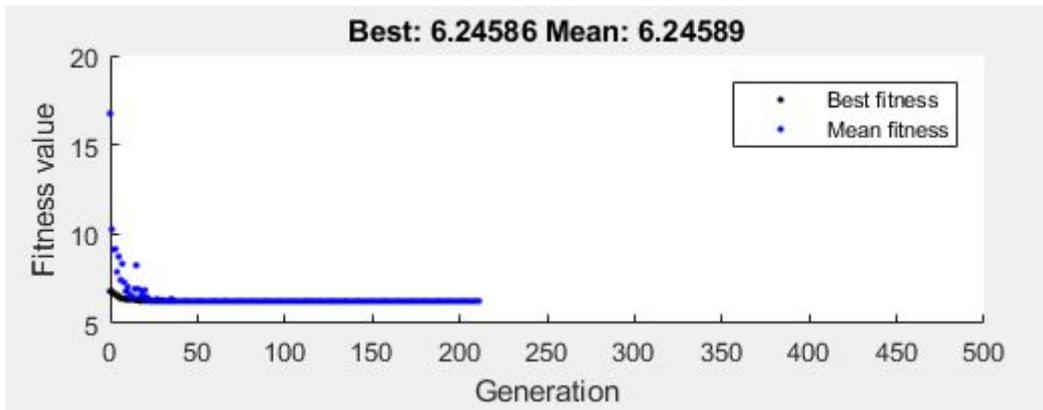


Figura 4.40. Fitness function in relazione con il numero di generazioni per lancio nel 2045.

in cui andiamo a verificare la velocità dell'algoritmo. In questo caso l'algoritmo raggiunge la convergenza in poco più di 200 generazioni per cui il valore di precisione media coincide con il miglior valore. La convergenza è stata raggiunta in tempi abbastanza ragionevoli. I risultati ottenuti rispecchiano le previsioni fatte. Possiamo confrontare l'orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione considerata. Facciamo riferimento alla seguente figura in cui prima visualizziamo i risultati relativi ad una minimizzazione della variazione della velocità, poi quelli relativi alla massa iniziale:

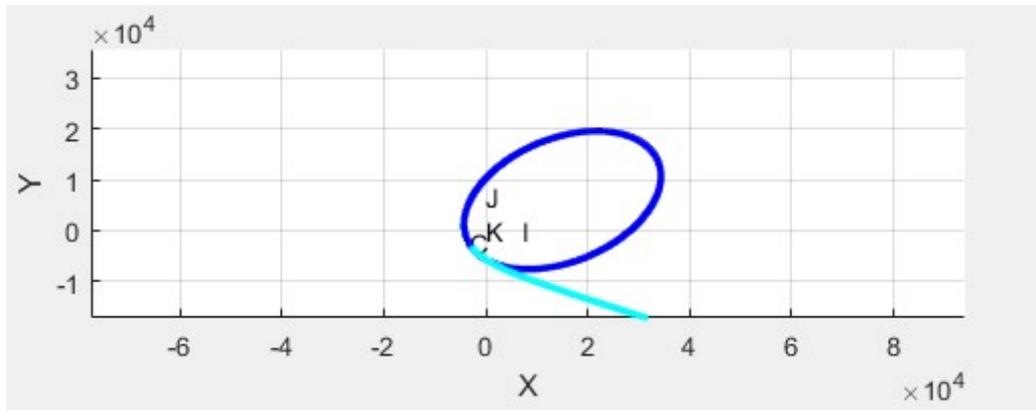


Figura 4.41. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2045.

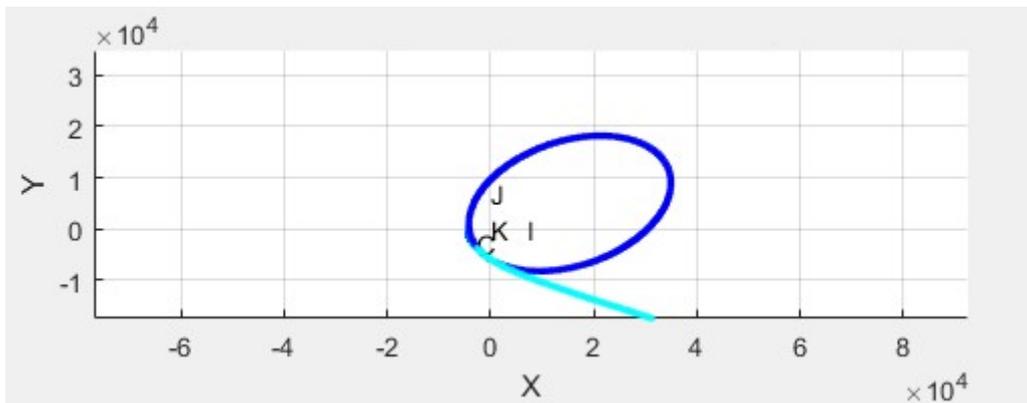


Figura 4.42. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2045.

in cui:

- In *blu* si rappresenta l'orbita di parcheggio
- In *azzurro* si rappresenta l'iperbole di cattura
- In *verde* si rappresenta l'iperbole di fuga

Per chiarezza visiva ed identificazione dell'angolo tra l'iperbole della fase considerata e l'orbita ellittica si aggiunge una vista 3D:

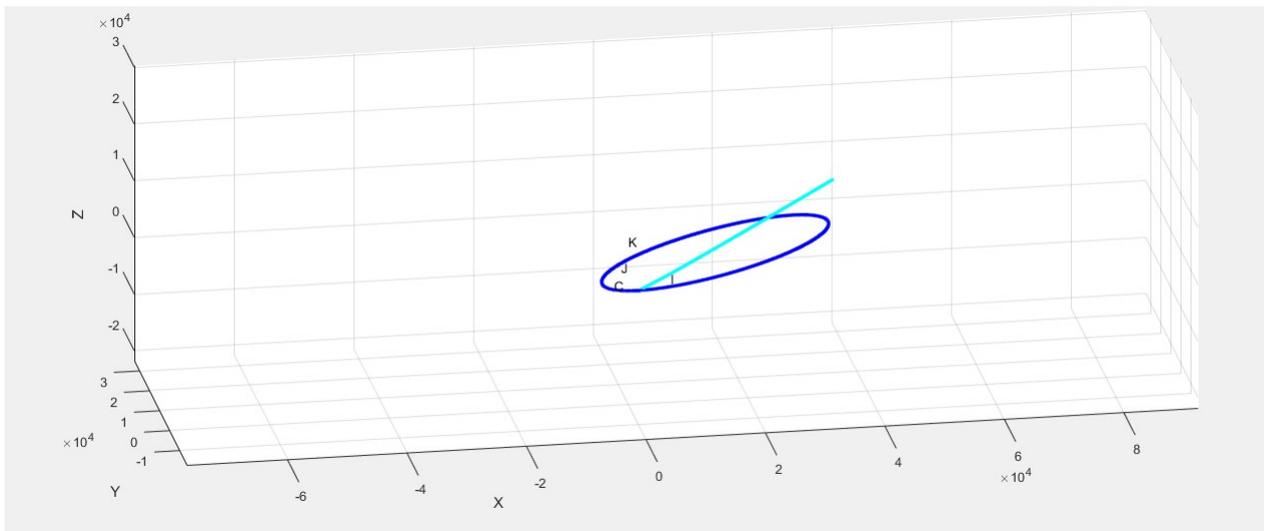


Figura 4.43. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e fuga, orbita iperbolica di cattura in vista 3D per lancio nel 2045.

Mentre per quanto riguarda l'orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e di fuga e la relativa iperbole di fuga per la missione considerata, si ha:

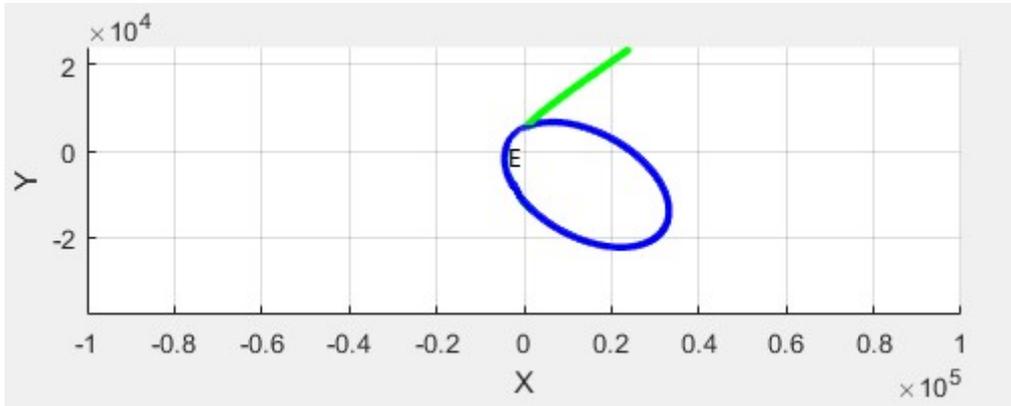


Figura 4.44. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la variazione di velocità per lancio nel 2045.

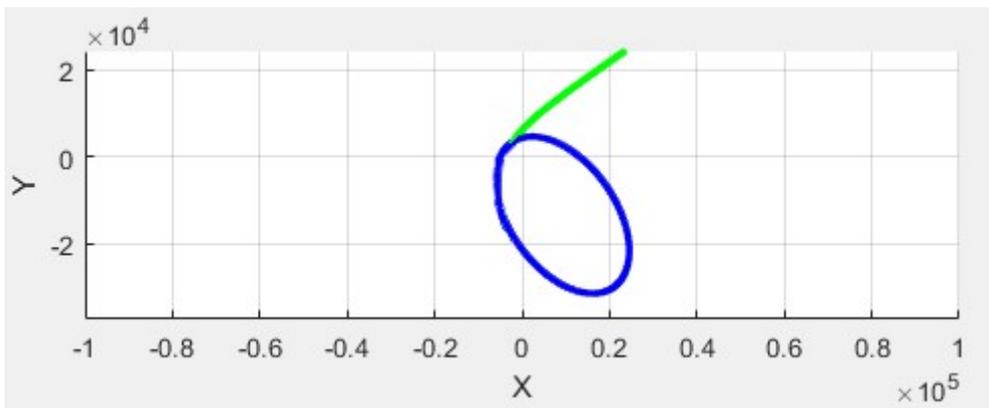


Figura 4.45. Orbita ellittica di parcheggio fase di cattura e di fuga, orbita iperbolica di fuga, minimizzando la massa iniziale per lancio nel 2045.

## 4.5 Confronto risultati per data di lancio

Per avere un quadro più completo e di facile lettura, si prosegue la trattazione andando a confrontare i valori che si modificano per ogni data di lancio. Il tutto verrà inserito in una tabella per analizzare più facilmente la differenza. In questo modo si può avere un'idea generale riguardo la scelta della finestra di lancio ideale per una missione Mars Sample Return. Iniziamo andando a confrontare il caso di ottimizzazione tramite minimizzazione della massa iniziale:

Data	Fase	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	DV (Km/s)	M TOT OTTIMIZZATA (t)	$\Delta V$ (Km/s)
2037	Arrivo	3.4425	5.8757	2.212	2.1256	5.875711	3.524601
	Ritorno	0.41	0.8998	0.2271	1.399		
2041	Arrivo	3.3513	4.4032	0.9743	1.0901	4.403215	2.090326
	Ritorno	0.41	0.7586	0.1442	1.0003		
2045	Arrivo	3.5892	6.2458	2.4151	2.1999	6.245857	4.220279
	Ritorno	0.41	0.9965	0.3605	2.0204		

Tabella 4.23. Dati relativi al confronto tra date di lancio per minimizzazione massa iniziale

Procediamo con il caso di minimizzazione della variazione di velocità:

Data	Fase	$m_u$ (t)	$m_i$ (t)	$m_p$ (t)	DV (Km/s)	M TOT (t)	$\Delta V$ ottimizzato (Km/s)
2037	Arrivo	3.3999	6.0239	2.3855	2.2688	6.023963	3.46449
	Ritorno	0.41	0.8072	0.1884	1.1957		
2041	Arrivo	2.6639	4.423	1.723	1.1197	4.423093	2.12104
	Ritorno	0.41	0.5064	0.0877	0.9485		
2045	Arrivo	2.6829	6.256	2.4291	3.584	6.256079	4.21181
	Ritorno	0.41	0.9913	0.3557	2.0001		

Tabella 4.24. Dati relativi al confronto tra date di lancio per minimizzazione variazione della velocità

Possiamo quindi fare le opportune considerazioni. Come accennato nel confronto per il caso con eccentricità pari a 0.82, notiamo prima di tutto che sono variati i valori di  $\Delta V$  di ascesa e discesa, in particolare sono diminuiti. Concentrandoci sui valori ottenuti con  $e = 0.8$ , e quindi con un aumento del periastro di quasi 1000 Km, prendiamo in esame le missioni con data di lancio 2037 e 2045: risalta subito come convenga procedere tramite ottimizzazione attraverso la minimizzazione della massa iniziale, infatti il  $\Delta V$  di arrivo e di ritorno risultano essere minori in questo

caso rispetto al caso di minimizzazione della variazione di velocità complessiva. Per quanto riguarda il caso con finestra di lancio del 2041, si ha una leggera diminuzione del  $\Delta V$  di arrivo nel caso in cui si prende in considerazione la massa iniziale ed un interessante aumento del  $\Delta V$  di ritorno, il contrario di quello che si è ottenuto nel caso precedente. Il tutto si accompagna a valori ottimi di massa di propellente per la fase di ritorno che risultano più bassi del caso di minimizzazione della massa iniziale. Nel complesso, analizzando sia i grafici ottenuti che le tabelle riportate risulta più conveniente il caso di missione con data di lancio 2041 per definire il design delle traiettorie di missione Sample Return su Marte e l'orientamento dell'orbita di parcheggio tramite l'ottimizzazione della massa iniziale dello spacecraft, poiché, il fatto che ci sia una maggior riduzione in termini di delta v, di massa iniziale e propellente per la manovra di cattura permette di avere un risparmio maggiore dei costi totali e quindi una maggiore possibilità di realizzazione della missione.

# Capitolo 5

## Conclusioni

In questo elaborato si è voluto analizzare il problema dell'ottimizzazione delle orbite di parcheggio per un tipo di missione Mars Sample Return, con lo scopo di prelevare campioni dal suolo marziano e riportarli sulla Terra per una corretta ed accurata analisi. Per fare ciò si è fatto uso di un algoritmo genetico sul calcolatore Matlab con il quale si è potuto agire sull'orientamento e quindi la conseguente posizione di traiettorie in particolare per la fase di cattura e di fuga di tale missione. Lo scopo è stato quello di ridurre il più possibile il costo della missione in termini di velocità e massa, motivo per cui nell'algoritmo sopracitato si è preferito suddividere in due casi: nel primo si è svolto uno studio di ottimizzazione minimizzando la variazione di velocità complessiva; nel secondo invece minimizzando la massa iniziale. Da ciò deriva una maggior probabilità di compimento di missione data la notevole riduzione di costi, la quale rappresenta uno dei principali obiettivi della comunità scientifica per i prossimi decenni per quanto riguarda le esplorazioni spaziali. Questa analisi è stata effettuata prendendo in considerazione tre finestre di lancio: per il 2037, il 2041 ed il 2045, in particolare per due missioni, differenti tra loro per il valore di eccentricità utilizzato. Per il primo caso, quello ad eccentricità maggiore, inoltre è stata effettuata un'analisi andando a variare il valore di massa utile per le fasi di ascesa e di ritorno, con cui si è andati a valutare la dipendenza dalle masse utili in gioco in questo tipo di missioni. Confrontando il primo caso con eccentricità  $e = 0.82$  ed il secondo con  $e = 0.8$  si può notare subito come convenga utilizzare un valore di eccentricità pari a quello del primo caso, che corrisponde ad un periastro minore. Il costo in termini di  $\Delta V$  della variazione di energia è infatti minore a quote basse, dove la velocità è maggiore. Per tutta l'analisi effettuata si è notato come i valori di massa totale minimizzando la variazione di velocità complessiva rimangano sempre leggermente maggiori rispetto al caso minimizzando la massa iniziale. Tuttavia questa differenza risulta molto sensibile se andiamo a considerare il peso in questione: infatti si ha una differenza di peso di circa 200 Kg con un conseguente risparmio dei costi. Considerando come più conveniente una missione con eccentricità pari a  $e = 0.82$ , si può quindi entrare nello specifico delle finestre di

lancio, confrontando i risultati ottenuti nelle tabelle e dai grafici. È evidente come il caso ottimo risulta essere quello in cui si va a minimizzare la massa iniziale, in cui si trovano valori più bassi di  $\Delta V$  e di massa di propellente per le fasi di arrivo e di ritorno. I valori ottimali di massa e variazione di velocità si hanno con la finestra di lancio del 2041, i quali risultano dimezzati rispetto ai rispettivi nelle altre finestre di lancio considerate. In particolare per la fase di ritorno i valori in questo caso non risultano notevolmente minori ma comunque permettono un risparmio notevole dei costi. Inoltre, nel caso in cui si proceda minimizzando la massa iniziale, l'aumento di massa nella fase di ritorno fa sì che nell'ottimizzazione si abbia un valore di  $\Delta V$  di cattura maggiore rispetto a quello di ritorno. Per questo motivo converrebbe avere dei  $\Delta V$  minori, che ritroviamo nella finestra di lancio del 2041. Per quanto riguarda il codice utilizzato, dalle immagini trovate si può notare come questo algoritmo sia molto affidabile, garantendo risultati attendibili per la pianificazione di una missione del tipo Mars Sample Return. Si possono quindi generare traiettorie ottimali per una manovra di cattura e di fuga per orbite di parcheggio per questo tipo di missioni. Quindi in futuro si può considerare l'idea di utilizzare codici di questo tipo per andare a definire il design di traiettorie ottimali, ottenendo performance sempre migliori in termini di variazione di velocità complessiva ed in particolare di massa iniziale dello spacecraft.

# Bibliografia

- [1] R.A. Cuniff A.B. Segeyevsky, G.C. Snyder. Interplanetary mission design handbook. *JPL*, 1983.
- [2] Roger R. Bate, Donald D. Mueller, and Jerry E.White. *Fundamentals of Astrodynamics*. Dover Publications, Inc., New York, 1971.
- [3] D.E. Cornick and L.K. Seversike. Optimum parking orbit orientation for a three-dimensional capture-escape mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 7, No. 7, 1970.
- [4] Goldberg D. E. Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning. 1989.
- [5] C. D. Edwards and S. Vijendran. Mars sample return architecture overview. 2018.
- [6] ESA. Mars sample return, <http://exploration.esa.int/mars/44995-mars-sample-return/>.
- [7] ESA. Mars sample return, <https://www.jpl.nasa.gov/missions/mars-sample-return-msr/>.
- [8] Alessandro A. Quarta Giovanni Mengali. *Fondamenti di Meccanica del Volo Spaziale*.
- [9] Deb K Goldberg D.E. A comparative analysis of selection schemes used in genetic algorithms, foundations of genetic algorithms. 1991.
- [10] iMars Working Group. Preliminary planning for an international mars sample return mission. 2008.
- [11] NASA. Mars exploration program, <https://mars.nasa.gov/>.
- [12] NASA/SP-2009-566-ADD. Human exploration of mars design reference architecture 5.0. *NASA Johnson Space Center, Houston, Texas*.

- [13] International MSR Objectives and Samples Team. The potential science and engineering value of samples delivered to earth by mars sample return. 2018.
- [14] R. Braun P. Desai and R. Powell. Aspects of parking orbit selection in a manned mars mission. *NASA TP-3256*, 1992.
- [15] S. Deepa S. Sivanandam. Genetic algorithm implementation using matlab. *Springer, Berlin, Heidelberg*, 2008.