

POLITECNICO DI TORINO

CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA
AEROSPAZIALE



TESI DI LAUREA MAGISTRALE

ORBITE DI PARCHEGGIO PER MISSIONI DI ANDATA E RITORNO VERSO MARTE

RELATORE: Prof. Lorenzo Casalino

CANDIDATO: Luigi Cova

Giugno 2020

Ringraziamenti

Volevo ringraziare in primo luogo, il professor Casalino per la collaborazione, l'aiuto e la pazienza per sviluppare questo elaborato. Successivamente vorrei ringraziare la mia famiglia e i miei amici più cari per il sostegno dato. Infine, vorrei ringraziare i miei due nonni che ormai da qualche anno non ci sono più e sicuramente saranno orgogliosi del raggiungimento di questo traguardo.

Indice

Introduzione

CAPITOLO 1

1 Missioni umane su Marte

- 1.1 Introduzione
- 1.2 Obiettivi scientifici
- 1.3 Architettura delle missioni umane su Marte
- 1.4 Sistemi di trasporto
 - 1.4.1 Heavy-lift Launch Vehicle
 - 1.4.2 Nuclear Thermal Rocket Reference
 - 1.4.3 Crew Exploration Vehicle/Earth Return Vehicle
 - 1.4.4 Mars Entry, Descent, and Landing
 - 1.4.5 Mars Transit Habitat
- 1.5 Sistemi sulla superficie
 - 1.5.1 Surface Habitation Systems
 - 1.5.2 Surface Mobility Systems
 - 1.5.3 In-Situ Resource Utilization
 - 1.5.4 Surface Power Systems

CAPITOLO 2

2 Algoritmo genetico

- 2.1 Introduzione e storia dell'algoritmo genetico
- 2.2 Terminologia
- 2.3 Struttura di un algoritmo genetico
 - 2.3.1 Funzionamento e principi di base
 - 2.3.2 Codifica
 - 2.3.3 Popolazione iniziale
 - 2.3.4 Funzione fitness
 - 2.3.5 Riproduzione selettiva
 - 2.3.6 Crossover
 - 2.3.7 Mutazione
 - 2.3.8 Criteri di arresto
- 2.4 Algoritmo genetico in MATLAB

CAPITOLO 3

3 Richiami di meccanica del volo spaziale

- 3.1 Problema dei due corpi
- 3.2 Equazione della traiettoria e sezioni coniche
- 3.3 Missioni interplanetarie
 - 3.3.1 Fase planetocentrica
- 3.4 Trasferita di Hohmann

CAPITOLO 4

4 Procedura di calcolo

4.1 Introduzione e assunzioni

4.2 Definizione degli input e degli output

4.3 Sistemi di riferimento

4.4 Procedura di calcolo

4.4.1 Definizione dell'orbita di parcheggio

4.4.2 Determinazione delle condizioni di cattura e di fuga

4.4.3 Definizione delle perturbazioni dovute a J_2

4.4.4 Determinazione della variazione di velocità complessiva

4.4.5 Determinazione delle masse durante le varie fasi della missione

4.5 L'algoritmo genetico

CAPITOLO 5

5 Risultati

Conclusioni

Bibliografia

Introduzione

Nel campo e nell'ambiente aerospaziale uno dei principali obiettivi è quello di cercare di avere la più completa conoscenza del sistema solare e dei pianeti che lo compongono, in particolare ha avuto un rilievo sempre più importante Marte, infatti a partire dagli anni 60 sono cominciate le missioni verso di esso per riuscire ad avere una conoscenza sempre più completa della storia e dell'evoluzione del pianeta rosso. Questo è dovuto principalmente al fatto che, tra tutti i pianeti del sistema solare è quello più simile alla Terra (presenza di acqua, presenza di atmosfera in grado di garantire protezione dai raggi solari e cosmici ecc), di conseguenza potenzialmente in futuro potrà essere sottoposto ad un insediamento umano. L'evoluzione della complessità delle architetture di missioni per raggiungerlo è stata importante, infatti ad oggi la comunità scientifica sta concentrando i suoi sforzi su due tipologie di missioni in particolare: le missioni Mars Sample Return progettate con lo scopo di recuperare campioni della superficie marziana, per riportarli sulla Terra e studiarli in appositi laboratori e le missioni con la presenza di equipaggio le quali sarebbero un'evoluzione delle precedenti, possibili grazie allo studio dei campioni che definiranno rischi e criticità della presenza umana per questo tipo di missioni. Uno dei principali parametri da valutare in queste tipologie di missioni durante la fase di design è il costo totale, il quale aumenta a causa di diversi fattori, in particolare: l'incremento della complessità della missione, il livello tecnologico richiesto per svolgerla e in base al consumo di propellente definito dalle manovre orbitali che lo spacecraft deve svolgere per conseguire lo scopo della missione. Proprio a causa di questo motivo, l'obiettivo principale di questa Tesi è quello di focalizzarsi sulla definizione e selezione di un'opportuna orbita di parcheggio all'interno della sfera di influenza marziana, considerando una possibile futura missione umana su Marte progettata per i prossimi decenni dalla NASA. Prima di procedere con lo svolgimento dell'elaborato, è utile definire brevemente il contenuto di ogni singolo capitolo. Il primo capitolo avrà come oggetto la descrizione delle missioni umane su Marte con l'obiettivo di contestualizzare lo scopo della tesi, cioè l'ottimizzazione dell'orbita di parcheggio. All'interno del secondo capitolo verrà trattata l'analisi degli algoritmi genetici, i quali sono alla base del metodo risolutivo del problema di ottimizzazione. Il terzo capitolo invece, mostrerà richiami di meccanica del volo spaziale, per introdurre formulazioni e concetti utilizzati nel capitolo successivo. Il capitolo quattro, infatti si concentrerà sull'analisi dei procedimenti di calcolo svolti, in particolare sarà definito l'algoritmo di ottimizzazione dell'orbita di parcheggio sviluppato con l'utilizzo di MATLAB e saranno mostrati i calcoli svolti per introdurre e ottimizzare le masse. Il quinto capitolo mostrerà e commenterà i risultati ottenuti, in termini di masse per le diverse fasi della missione minimizzando alternativamente il gradiente di velocità e la massa iniziale dello spacecraft. Infine, l'ultimo capitolo verterà sulle conclusioni dell'intero elaborato.

Capitolo 1

Missioni umane su Marte

1.1 Introduzione

La conoscenza e l'esplorazione di Marte ad oggi rappresenta uno dei principali obiettivi della comunità scientifica. 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 e il potenziale obiettivo di eventuali future esplorazioni umane. Quest'ultimo punto necessita di una più completa e soddisfacente conoscenza dell'ambiente marziano e i suoi possibili rischi per la salute umana. La prima sonda a raggiungere il pianeta rosso è stata Mariner 4 nel 1965, la quale raccolse le prime immagini ravvicinate della superficie marziana durante il sorvolo del pianeta. Con il passare degli anni, per avere una sempre più completa conoscenza di Marte, le missioni sono state strutturate in modo differente. Inizialmente erano di sorvolo (fly-by) con l'obiettivo di raccogliere più immagini possibili durante il passaggio della sonda, successivamente divennero orbitali permettendo di studiare l'atmosfera marziana a diverse quote ed infine con l'utilizzo di lander e rover garantendo la possibilità di studiare non solo gli strati atmosferici più bassi, ma anche il suolo marziano. Oggi giorno attraverso il progresso scientifico sono stati introdotti veicoli Sample Return, i quali permettono di riportare campioni da studiare sulla Terra, questo tipo di missioni chiamate Mars Sample Return vengono progettate in base al tipo di campione che deve essere raccolto. Specialmente grazie alle missioni Sample Return, la conoscenza del pianeta rosso sta diventando sempre più completa e di conseguenza si stanno sviluppando moduli sempre più adatti e consoni a compiere missioni su Marte. Per questo motivo, negli ultimi decenni sono state progettate architetture sempre più precise e complete per definire missioni marziane con l'equipaggio e quindi la presenza umana. La comunità scientifica concentrerà i suoi sforzi per i prossimi decenni in questa direzione, infatti la NASA ha dichiarato di aver pianificato una missione umana su Marte per il 2030. All'interno di questo capitolo andremo ad analizzare questa tipologia di missione, visto che i dati di input considerati nei capitoli successivi per il procedimento di calcolo e di conseguenza i risultati, riguardano proprio una possibile futura missione umana su Marte.

1.2 Obiettivi scientifici

Dopo ampie discussioni, il Mars Architecture Working Group MAWG ha concluso che gli obiettivi per l'esplorazione umana iniziale di Marte sono meglio organizzati sotto la seguente forma:

- Obiettivi I – III (Scienza planetaria): gli obiettivi tradizionali (MEPAG, 2006) per comprendere il potenziale di vita su Marte (obiettivo I), il suo clima attuale e antico (obiettivo II) e la sua geologia / geofisica (Obiettivo III).
 1. Caratterizzare quantitativamente i diversi componenti del sistema geologico marziano (in momenti diversi della storia geologica marziana), e capire come questi componenti si riferiscono l'uno all'altro.
 2. Cercare la vita antica su Marte.
 3. Fare progressi significativi verso l'obiettivo di capire se forme di vita marziane hanno persistito fino al presente.
 4. Comprendere quantitativamente l'inizio dell'abitabilità di Marte e l'inizio dei possibili cicli pre-biotici biogeochimici e la chimica di Marte.

5. Caratterizzare la struttura, la composizione, le dinamiche ed evoluzione dell'interno marziano (dal centro alla crosta).
 6. Comprendere quantitativamente la storia del clima marziano con attenzione al moderno sistema clima / meteo.
- Obiettivo IV + (Preparazione alla presenza dell'essere umano): MEPAG (2006) usa il termine "Obiettivo IV" per descrivere la preparazione per i primi esploratori umani. Per definizione, questo non può ancora essere un obiettivo per le prime missioni umane poiché, a quel punto, la preparazione avrebbe dovuto essere completa. Tuttavia, un obiettivo per le prime missioni umane è prepararsi per il futuro successivo, che include una presenza umana sostenuta sulla superficie marziana.
 1. Imparare a fare un uso efficace delle risorse marziane, compresa la fornitura per le esigenze dell'equipaggio e, se possibile, materiali di consumo per la propulsione e per l'energia.
 2. Sviluppare esplorazioni affidabili e sistemi robusti. Aumentare il livello di autosufficienza delle operazioni su Marte.
 3. Affrontare i problemi di protezione planetaria per quanto riguarda la presenza sostenuta.
 4. Promuovere lo sviluppo di partnership (internazionali, commerciali, ecc.) e sostenere l'impegno pubblico.
 - Obiettivo V (scienza accessoria): include tutti gli obiettivi scientifici non correlati a Marte, compresi quelli in relazione all'astrofisica, alle osservazioni del Sole, della Terra, della Luna e dell'ambiente interplanetario. Nota che questi obiettivi possono essere importanti durante la fase di transito per le missioni da e verso Marte.
 1. Scienze accessorie (eliofisica, astrofisica).

1.3 Architettura delle missioni umane su Marte

Riconoscendo la necessità di un'architettura di riferimento aggiornata e unificata per l'esplorazione umana di Marte, il quartier generale della NASA ha commissionato al Mars Architecture Working Group (MAWG) nel gennaio 2007 di sviluppare la Mars Design Reference Architecture 5.0 (DRA 5.0), il MAWG era composto da rappresentanti dell'ESMD, Science Mission Directorate (SMD), Aeronautics Research Mission Directorate (ARMD) e Space Operations Mission Directorate (SOMD). Detto questo, The Mars Design Reference Architecture (DRA 5.0) descrive i sistemi e le operazioni che verrebbero utilizzati per le prime tre missioni per esplorazione umana della superficie marziana costituite dal lancio di due moduli cargo e uno crew, i quali avverranno su tre traiettorie consecutive entro i prossimi decenni. Si presume che queste prime tre missioni umane su Marte siano state precedute da un numero sufficiente di test e missioni dimostrative sulla Terra, sull'ISS (International Space Station), nell'orbita terrestre, sulla luna e su Marte (da precursori robotici) per raggiungere un livello di fiducia nell'architettura in modo tale che il rischio per gli equipaggi umani sia considerato accettabile. Per l'architettura di riferimento qui descritta, un equipaggio di sei membri verrebbe inviato in ciascuna di queste missioni e ciascun equipaggio visiterebbe una posizione diversa su Marte. La logica di un equipaggio di queste dimensioni è stata giudicata un ragionevole compromesso tra il mix di abilità e il livello di sforzo per le missioni di questa complessità e durata in equilibrio con la grandezza dei sistemi e delle infrastrutture necessari per supportare questo equipaggio. La prima fase dell'architettura della missione inizierebbe con il pre-dispiegamento dei primi due elementi cargo, il veicolo per discesa / salita (DAV) e habitat di superficie (SHAB). Questi due set di veicoli verrebbero inizialmente lanciati, assemblati (via rendezvous e docking) e verificati in un'orbita LEO. Dopo che tutti i sistemi sono stati verificati e sono operativi, i veicoli si aggirano nell'orbita terrestre fino a quando la finestra di lancio Terra-Marte si apre, dopo di che vengono inseriti in una traiettoria a minimo consumo energetico per raggiungere il pianeta rosso poco più di due anni prima del lancio dell'equipaggio. La propulsione nucleare a razzo termico (NTR) è stata scelta come riferimento per il sistema di propulsione nello spazio per veicoli sia

da carico che da equipaggio. All'arrivo su Marte, i veicoli verranno catturati in un'orbita di parcheggio alta su Marte. Il veicolo SHAB rimarrà nell'orbita di Marte in modalità semi-dormiente, in attesa dell'arrivo dell'equipaggio due anni dopo. Il DAV verrà catturato in un'orbita di parcheggio temporanea da cui eseguirà autonomamente l'entrata, la discesa e atterraggio sulla superficie marziana nel sito di atterraggio desiderato. Dopo l'atterraggio, il veicolo verrà estratto e i sistemi verificati per essere operativi. Il reattore a fissione superficiale verrà dispiegato e verrà completata la produzione del propellente per l'ascesa e altri prodotti necessari all'equipaggio prima di concentrarsi sulla missione riguardante l'equipaggio. La seconda fase di questa architettura inizia durante la successiva finestra di lancio possibile tra la Terra e Marte, con il lancio, assemblamento e verifica del veicolo di trasferimento dell'equipaggio (MTV). MTV servirà da veicolo di supporto interplanetario per l'equipaggio per una missione di andata e ritorno in orbita su Marte e sulla Terra. Prima della partenza, un personale addetto verifica lo stato dei sistemi vitali e qualsiasi riparazione necessaria prima della partenza dell'MTV. Dopo che tutti i veicoli e i sistemi, incluso Mars DAV (sulla superficie di Marte), SHAB (in orbita su Marte) e l'MTV (in LEO) sono verificati operativi, l'equipaggio verrà inserito sull'apposita traiettoria di transito veloce verso Marte. La durata di questo trasferimento in uscita su Marte dipende dalla data della missione, e varia da 175 a 225 giorni. All'arrivo su Marte, i membri dell'equipaggio eseguono un rendezvous con lo SHAB, che servirà da mezzo di trasporto sulla superficie di Marte. L'architettura della missione di lunga durata si presta a una strategia di esplorazione della superficie molto solida. L'equipaggio avrà circa 18 mesi in cui eseguire la necessaria esplorazione della superficie. Sarà fornito ampio tempo per pianificare e riprogrammare le attività di superficie, rispondere ai problemi e reindirizzare le domande scientifiche poste all'inizio della missione. L'attenzione durante questa fase della missione sarebbe sulle attività scientifiche primarie e di esplorazione che cambierebbero nel tempo a seguito delle scoperte iniziali. Un quadro generale delle attività dell'equipaggio verrà stabilito prima del lancio, ma verrà aggiornato durante la missione. Questo schema dovrebbe contenere dettagliate attività per garantire la sicurezza iniziale dell'equipaggio, fare ipotesi di base sulle attività scientifiche iniziali, programmare periodicamente verifiche di veicoli e sistemi, e pianificare un certo numero di esplorazioni. L'equipaggio giocherebbe un ruolo vitale nella pianificazione di attività specifiche derivate da obiettivi più generali definiti da colleghi sulla Terra. Approcci alternativi per esplorare la superficie sono ancora in discussione e dovrebbero essere esaminati ulteriormente. Uno degli approcci che più da vicino segue i precedenti DRA, denominato "Commuter", è stato selezionato come approccio nominale. Prima di affidare l'equipaggio alla fase di ascesa e al ritorno sulla Terra, sarebbe necessario un checkout completo dei sistemi del veicolo di ascesa e del MTV. Poiché entrambi i veicoli sono fondamentali per la sopravvivenza dell'equipaggio, è necessario prevedere un tempo sufficiente prima dell'ascesa per verificare i sistemi e risolvere eventuali anomalie prima dell'uso da parte dell'equipaggio. Inoltre, l'habitat di superficie verrebbe messo in modalità dormiente per un potenziale riutilizzo da parte di futuri equipaggi. Ciò include lo stivaggio di qualsiasi hardware non essenziale, protezione dei sistemi critici e relativi backup ed esecuzione di compiti generali di pulizia. Infine, i moduli di superficie, compresi strumenti scientifici, verrebbero posti in una modalità operativa automatizzata con un controllo a Terra. L'equipaggio eseguirà l'ascesa sul DAV e seguirà un rendezvous con l'MTV in attesa. Questo veicolo verrà utilizzato per riportare l'equipaggio da Marte, terminando con un ingresso diretto sulla Terra in un veicolo dell'equipaggio Orion. (Schema architettura missione immagine 1.1)

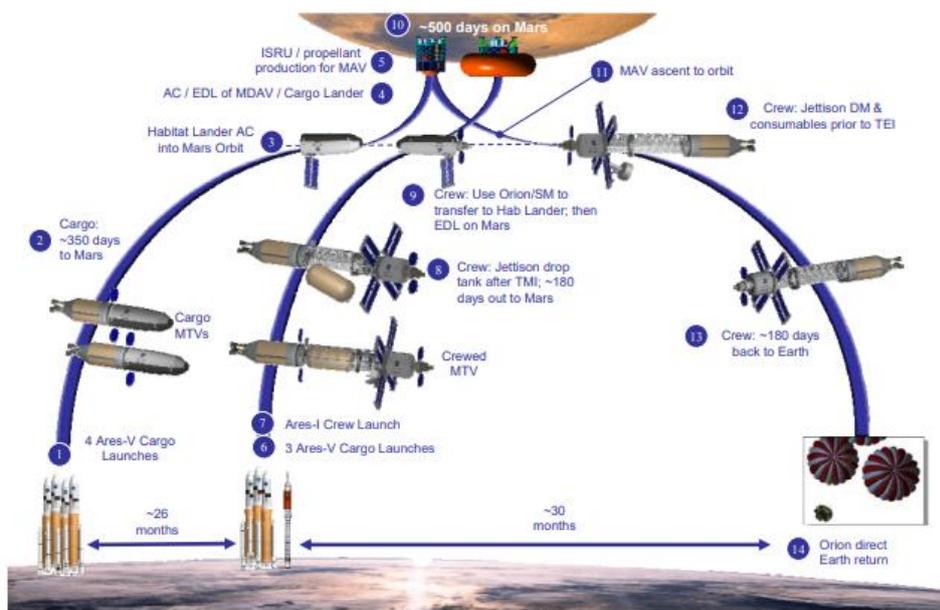


Immagine 1.1: architettura delle missioni umani su Marte

1.4 Sistemi di trasporto

1.4.1 Heavy-lift Launch Vehicle

Il design di questo modulo continua a evolversi con il passare degli anni, la configurazione servita da punto di riferimento per cominciare lo studio della Mars DRA 5.0 è quello riportato nell'immagine 1.2 chiamata Ares V. Si compone di due razzi riutilizzabili a 5 segmenti (RSRB), un nucleo principale che è 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 una massa lorda al decollo di circa 3.323 t (7.326 klbm) e un'altezza di 110,3 m (361,9 ft). Dato che un nuovo HLLV appositamente progettato per Marte sarebbe troppo costoso, l'accento è stato posto sull'analisi di quanto bene le varie opzioni di design di Ares V attualmente in fase di progettazione per la missione lunare potrebbero essere adattate per raggiungere gli obiettivi della missione per Marte. Come il design di Ares V si evolve per la missione umane di ritorno dalla Luna, le sue capacità e prestazioni devono essere continuamente valutate in merito alla sua idoneità a soddisfare i requisiti chiave della missione su Marte. Durante lo studio dell'architettura 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, nonché su altri payload di missione. Le dimensioni della copertura studiate variavano da 8,4 a 12 m di diametro e da 12 a 35 m di lunghezza. Inoltre, il concetto di una copertura a doppio scopo che verrebbe utilizzato sia per il lancio nell'orbita LEO che per l'ingresso atmosferico di Marte è stato esaminato. La lunghezza di questa copertura a duplice uso è stata definita come 30 m, incluso il cono di transizione con un diametro esterno di 10 m.

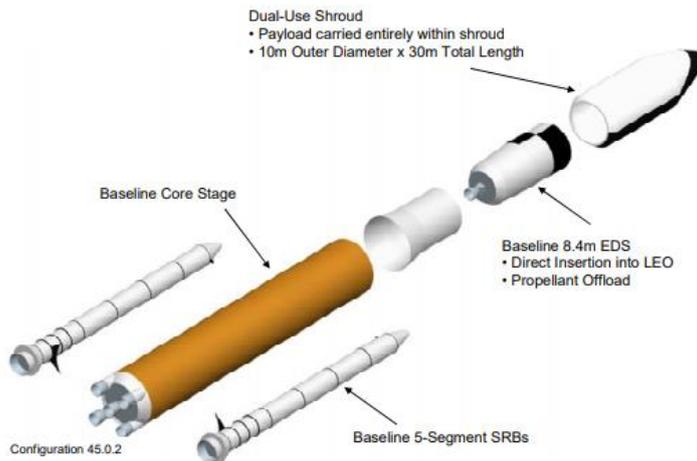


Figure 4-3. Reference Ares V launch vehicle.

Immagine 1.2: Ares V design

1.4.2 Nuclear Thermal Rocket Reference

Durante lo sviluppo di DRA 5.0, il team di progettazione ha condotto valutazioni delle prestazioni ai massimi livelli di entrambi gli NTR e propulsione chimica avanzata. Sulla base delle valutazioni condotte, il team ha concluso che l’NTR era la tecnologia di trasporto preferita sia per l’equipaggio che per i veicoli da carico e, quindi, dovrebbe essere mantenuta come il veicolo di riferimento, con opzione chimica / aerocapture. L’NTR è la principale opzione per i sistemi propulsivi di missioni umane su Marte a causa della sua elevata spinta (10’s di klbf) e della sua elevata capacità di impulso specifico (Isp 875-950 s), che è il doppio di quello dei motori a razzo chimico di ossigeno liquido (LOX) / idrogeno liquido (LH2) di oggi. Dimostrato in 20 prove a terra di missili / reattori durante i programmi Rover / Nuclear Engine for Rocket Vehicle Applications (NERVA), l’NTR utilizza l’energia termica generata dal reattore a fissione anziché la combustione chimica di una miscela ossidante-combustibile per riscaldare direttamente il propellente LH2 per la spinta del razzo. Le configurazioni sviluppate per i veicoli MTV cargo e crew, per missioni a lunga permanenza sono mostrate nell’immagine 1.3. Due voli cargo vengono utilizzati per pre-schierare un lander cargo sulla superficie e un lander habitat nell’orbita di Marte dove rimane fino all’arrivo dell’MTV con equipaggio durante la prossima fase della missione. Cinque voli Ares-V, che sono effettuati per oltre 120 giorni, sono richiesti per i due veicoli cargo. I primi due lanci Ares-V forniscono gli stadi principali per la propulsione NTR mentre il terzo lancio offre i due serbatoi LH2 “in-line” che sono confezionati end-to-end. Una volta in orbita, i serbatoi in linea si separano e si ancorano con gli stadi di propulsione, che funzionano come elemento attivo durante la manovra di AR&D (automated rendezvous and docking). I due elementi di carico utile vengono consegnati negli ultimi due lanci Ares-V. Quattro lanci Ares V nell’arco di 90 giorni vengono utilizzati per consegnare i componenti del veicolo MTV dell’equipaggio che includono: lo stadio di propulsione principale NTR; un serbatoio di propulsione in linea; una struttura di raccordo e un serbatoio di scarico LH2; e un payload di supporto. Il componente del payload include una struttura di raccordo che collega l’habitat di transito e il modulo Orion / service (SM) al resto dell’MTV.

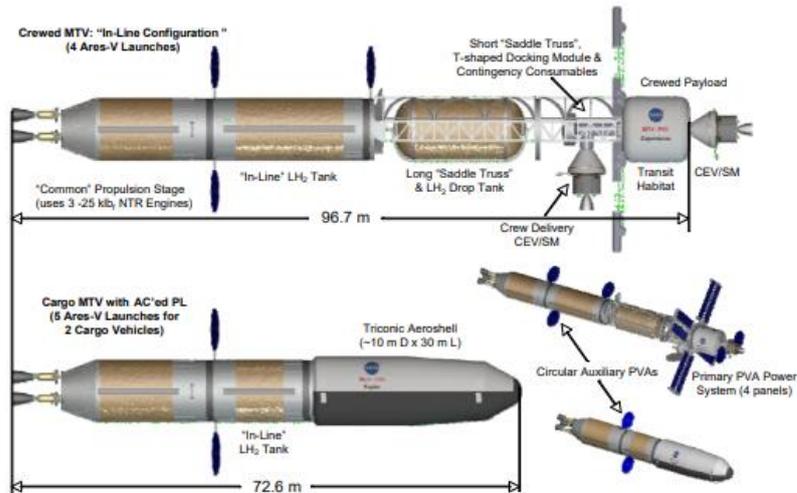


Immagine 1.3: Crew e cargo NTR design

1.4.3 Chemical/Aerocapture Option

La configurazione di veicoli MTV chemical/aerocapture è stata sviluppata con veicoli multistadio con elementi propulsivi separati per ogni manovra principale della missione. Gli elementi del veicolo sono stati progettati per consentire la massima comunanza di progettazione, consegna efficiente da Terra a orbita e assemblaggio efficiente in LEO. Le architetture di missione considerate, utilizzano due veicoli da carico e un veicolo per l'equipaggio per ogni missione su Marte, come mostrato nell'immagine 1.4. I veicoli merci partirebbero dalla Terra circa due anni prima del veicolo dell'equipaggio. Un veicolo da carico trasporterebbe il Mars SHAB come carico utile e l'altro trasporterebbe il Mars DAV come carico utile. I veicoli cargo sono composti da un carico utile che è racchiuso in un aeroshell cilindrico e stadi propulsivi per TMI (trans-Mars injection). L'aeroshell verrebbe utilizzato da copertura del carico utile per il lancio da Terra all'orbita e come un corpo di sollevamento aerodinamico per aerocapture, entrata e discesa su Marte. A seconda del caso specifico della traiettoria, sono necessari due o tre moduli TMI per ogni veicolo cargo. Il veicolo con equipaggio è costituito dal CEV, habitat di transito, tre moduli di propulsione TMI, un modulo di propulsione MOI (Mars orbit insertion) e un modulo di propulsione TEI (trans-Earth injection). La manovra di inserimento nell'orbita di trasferimento su Marte è divisa in due impulsi. I due moduli TMI fuoribordo eseguono il primo e vengono quindi espulsi. Il modulo TMI centrale esegue il secondo. Il CEV viene utilizzato per trasportare l'equipaggio all'orbita LEO prima della TMI. Il veicolo Orion rimane ancorato all'habitat di transito fino a poco prima del ritorno sulla Terra, quando l'equipaggio si separa dall'habitat di transito ed esegue un ritorno sulla Terra con ingresso diretto. Ogni veicolo MTV in LEO richiede un modulo di riavvio LEO, che esegue il controllo dell'assetto e orbitale del MTV durante l'attesa nell'orbita LEO. I moduli di riavvio vengono eliminati prima della TMI.

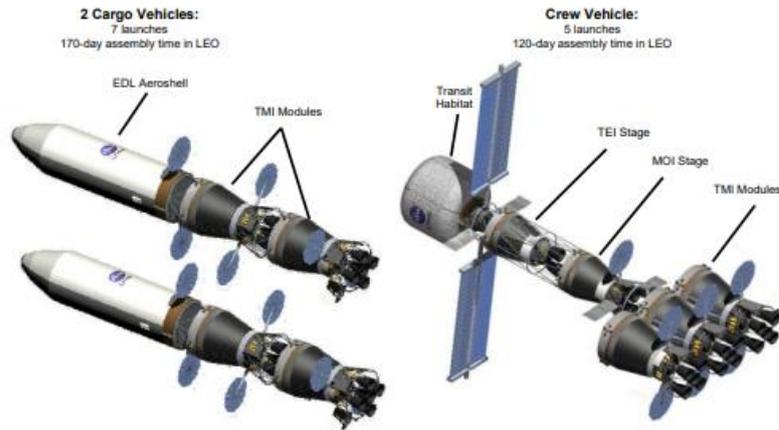


Immagine 1.4: chemical/aerocapture cargo e crew MTV

1.4.4 Crew Exploration Vehicle/Earth Return Vehicle

Il modulo Orion (CEV) (immagine 1.5) svolge due importanti funzioni:

- Il trasferimento dei sei membri dell'equipaggio tra la Terra e un MTV in LEO all'inizio della missione su Marte.
- Il ritorno dei sei membri dell'equipaggio sulla Terra attraverso un ingresso diretto dalla traiettoria di ritorno da Marte.

Un modulo CEV (modulo equipaggio e SM con una certificazione spaziale di tre anni) viene lanciato come parte della massa del carico utile del MTV per l'equipaggio su un Ares V. La versione dell'ISS dell'Orion, che sarà lanciata da Ares 1, consegna i sei membri dell'equipaggio di Marte in un'orbita che corrisponde all'inclinazione e all'altitudine della MTV in orbita. Questo quindi prende 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, eguaglia la pressione con MTV, e apre i portelli. Una volta che le attività di trasferimento dell'equipaggio e del carico sono complete, la consegna dell'equipaggio al CEV viene scaricata 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. Controlli periodici sanitari dei sistemi e di monitoraggio vengono compiuti da Terra e dall'equipaggio durante la missione. Man mano che l'MTV si avvicina alla Terra al completamento della missione di andata e ritorno di 30 mesi, l'equipaggio esegue un controllo sanitario di pre-carico di tutti i sistemi critici per l'ingresso, si trasferisce al CEV, chiude i portelli, esegue i controlli delle perdite e si stacca dall'MTV. L'MTV è designato per un volo terrestre con successivo smaltimento nello spazio eliocentrico. Il CEV parte dall'MTV 24-48 ore prima dell'ingresso sulla Terra e definisce un bersaglio a bordo, convalidato a terra e lo raggiunge attraverso il corridoio d'ingresso adeguato; mentre si avvicina l'ingresso, il CEV CM si sposta sull'interfaccia di ingresso corretta (EI) per ottenere un accesso diretto al sito di atterraggio. Il CEV esegue un atterraggio in acqua e l'equipaggio e il veicolo viene recuperato.



Immagine 1.5: Orion crew exploration vehicle (CEV) design

1.4.5 Mars Entry, Descent, and Landing

Il design del sistema EDL di base è stato sviluppato utilizzando un aeroshell con lancio a doppio uso copertura / ingresso con diametro di 10 m e lunghezza di 30 m e 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 che è associato alla manovra di aerocapture. È stata sviluppata una metodologia di pseudo-guida per fornire un profilo di entrata realistico che minimizzerebbe i requisiti di carburante propulsivo di discesa terminale, nonché la massa TPS e far atterrare il veicolo a 0 km all'altitudine desiderata, Mars orbiter laser altimeter (MOLA). Diverse architetture di configurazione EDL sono state prese in considerazione, includevano un ingresso tutto propulsivo senza elementi aero assistiti, questa non è stata selezionata a causa della grande orbita per sbarcare e la frazione di massa del carico utile (nell'ordine di otto) richiesta per le masse di payload considerate. I deceleratori aerodinamici supersonici, compresi i paracaduti e i dispositivi aerodinamici gonfiabili, sono stati considerati anche per la fase di discesa, ma i modelli di prestazione e di massa per la scala e le dimensioni richieste per i sistemi sono stati ritenuti carenti di dettagli sufficienti da essere considerati. 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. Tuttavia, si raccomanda vivamente di perseguire lo sviluppo futuro di modelli migliorati per queste tipologie di tecnologie di sistema in modo da poter condurre scambi credibili e realizzare miglioramenti ottimali delle prestazioni e dell'affidabilità del sistema EDL. L'architettura EDL di riferimento che alla fine è stata selezionata è un sistema di ingresso aero assistito ipersonico, con un aeroshell con rapporto medio di portanza-trascinamento (L / D). Un sistema propulsivo a combustibile LOX / metano liquido (LCH₄) 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 (che è rimasto nell'orbita di Marte per tutta la durata della missione superficiale). Alla luce della raccomandazione che le tecnologie ISRU sono utilizzate per la produzione di carburante per risalite, il Mars ascent vehicle (immagine 1.6) è pre-dispiegato sulla superficie di Marte aspettando l'opportuna finestra di lancio prima della partenza dell'equipaggio e solo dopo che il veicolo di ascesa è stato completamente rifornito, l'equipaggio è impegnato nel suo viaggio attraverso l'MTV.

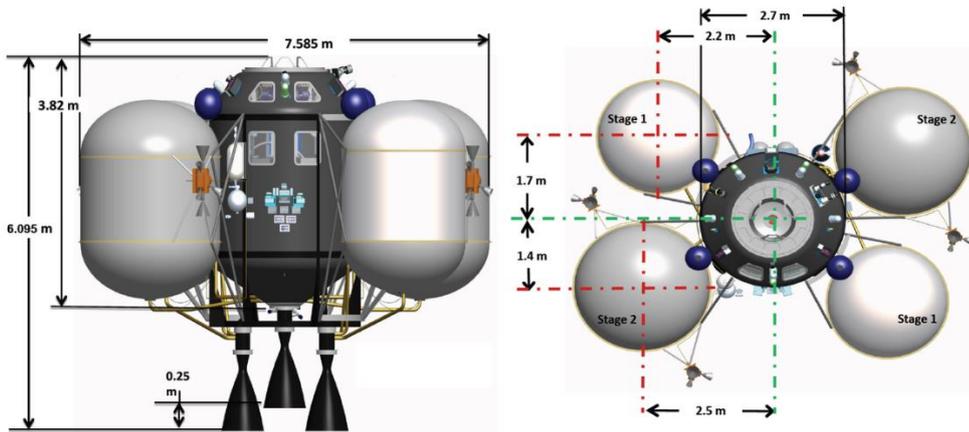


Immagine 1.6: Crewed Mars Ascent Vehicle

1.4.6 Mars Transit Habitat

L'MTV con equipaggio è costituito da stadi di propulsione e serbatoi di propellente per le manovre TMI, MOI e TEI per entrambe le opzioni di propulsione nucleare o chimica; il CEV che svolge la funzione di ERV (Earth return vehicle) per la parte finale del viaggio verso casa; e un habitat di transito in cui l'equipaggio vive per il viaggio di andata e ritorno tra Terra e Marte. Sebbene dovrà essere determinato, tramite analisi ingegneristiche dettagliate, se l'habitat di transito è costruito utilizzando un corpo rigido o una tecnologia gonfiabile, si presume che condividerà il maggior numero possibile di sistemi con il modulo SHAB. La logica alla base della massimizzazione della comunanza tra questi due è guidata dal desiderio di ridurre i costi oltre a ridurre il numero di sistemi che gli astronauti dovrebbero imparare a utilizzare e riparare. Un'ipotesi più critica è che i sistemi comprendenti l'habitat di transito (e SHAB) sarebbero ampiamente basati sulla progettazione di hardware e sull'affidabilità acquisita dalle operazioni ISS, nonché dall'habitat di superficie con operazioni di lunga durata sulla superficie lunare che precedono qualsiasi campagna su Marte.

1.5 Sistemi sulla superficie

Studi tecnici associati ai sistemi sulla superficie per DRA 5.0 consistevano principalmente nella comprensione della relazione tra le capacità funzionali necessarie a raggiungere gli obiettivi e gli obiettivi di esplorazione e stabilire la definizione dei sistemi necessari per tali funzioni. Le deliberazioni del team scientifico hanno determinato che la mobilità sulla superficie, compresa l'esplorazione a grande distanza dal sito di atterraggio e accesso al sottosuolo, erano le chiavi per un programma scientifico solido. Per comprendere le implicazioni di questi obiettivi sui sistemi di superficie risultanti, una serie di strategie di superficie sono state considerate, ognuna delle quali ha sottolineato un diverso mix di mobilità, profondità di esplorazione e durata dell'esplorazione sul campo. Queste strategie di superficie includevano:

- *Casa mobile*: enfatizzare la lunga durata dell'esplorazione a grande distanza dal sito di atterraggio mediante l'uso di rover di grandi dimensioni e pressurizzati.
- *Commuter* (immagine 1.7): fornire un equilibrio tra abitazione e piccoli rover pressurizzati per la mobilità e la scienza.
- *Telecommuter*: enfatizzare l'esplorazione robotica, abilitata da piccoli sistemi robotici da un habitat locale.

Ognuno di questi scenari è stato utilizzato per fornire una migliore comprensione dei sistemi e delle capacità necessarie per realizzare gli obiettivi di esplorazione. Lo scenario di missione superficiale "Commuter" è stato adottato come quello di riferimento per questa architettura. Questo scenario comprendeva un habitat monolitico situato in posizione centrale, due piccoli rover pressurizzati e due non pressurizzati. L'energia per questi sistemi sarebbe fornita da una centrale nucleare che sarebbe stata precedentemente dispiegata e utilizzata per realizzare una porzione del propellente per l'ascesa e materiali di consumo (H₂O, ossigeno (O₂), e gas tampone) che devono essere utilizzati dall'equipaggio al loro arrivo. Anche se le attraversate sarebbero una caratteristica significativa della strategia di esplorazione che viene utilizzata in questo scenario, queste sono vincolate dalle capacità del rover pressurizzato.



Immagine 1.7: strategia Commuter

1.5.1 Surface Habitation Systems

A causa dei limiti di tempo e risorse, non è stata condotta una valutazione dettagliata degli habitat di Marte, ma è stata posta l'attenzione sulla comprensione delle somiglianze e differenze fondamentali tra i sistemi abitativi lunari e i possibili marziani. Il primo passo nell'approccio è stato stabilire regole e ipotesi di base, questo ha definito dimensioni dell'equipaggio e altre considerazioni per ciascuna delle opzioni. Successivamente, un elenco di equipaggiamento principale (MEL), che era creato per recenti studi sull'habitat lunare, è stato utilizzato come punto di partenza per le opzioni su Marte, questo era un punto di partenza logico perché gli habitat spaziali condividono sottosistemi simili e il MEL incorporava l'ultimo dettagliato input dagli specialisti del sottosistema. Ciascuno dei sottosistemi è stato esaminato per determinare i cambiamenti di massa e potenza che sono richiesti per sopportare le caratteristiche dell'habitat marziano. L'approccio di riferimento per DRA 5.0, cioè il Commuter, ha una base abitabile che resta sul lander e utilizza due piccoli rover pressurizzati per le escursioni di esplorazione. Rispetto agli habitat lunari, sono state necessarie modifiche per dimensioni dell'equipaggio, durata complessiva della missione e funzionalità logistiche. A causa delle limitate opportunità di rifornimento logistico per le missioni su Marte, ciascun sottosistema ha definito un elemento di ricambi di massa aggiuntivo da consegnare con l'habitat. Un obiettivo chiave della missione di superficie di Marte è quello di portare i membri dell'equipaggio nel campo in cui potrebbero interagire direttamente per come è possibile con il pianeta che sono venuti a esplorare.

1.5.2 Surface Mobility Systems

Una tipica campagna di esplorazione inizierebbe con una o più domande riguardanti la geologia in un particolare regione e l'identificazione di caratteristiche di superficie specifiche, che si basano su mappe e foto

aeree che offrono il potenziale per rispondere a queste domande. Gli attraversamenti sono pianificati per visitare questi siti, generalmente raggruppandoli per soddisfare la limitazione dell'attrezzatura o dell'ambiente. A seconda della prevista difficoltà della traversata pianificata, l'equipaggio può scegliere di inviare un robot teleguidato per esplorare il percorso che restituirebbe le immagini o altri dati che l'equipaggio deve prendere in considerazione. Inoltre, la sicurezza dell'equipaggio riguarda l'ingresso in una regione molto diversa da qualsiasi area esplorata precedentemente o da un'area con un alto potenziale di attività biologica da imporre l'uso di un rover in anticipo sull'equipaggio. Diverse domande scientifiche e operative chiave richiederebbero campioni del sottosuolo che vengono acquisiti mediante perforazione. L'attrezzatura di perforazione verrebbe spostata sul sito, molto probabilmente su un rimorchio trainato dai rover robotici e predisposta per le operazioni. Il processo di installazione sarebbe probabilmente automatizzato, ma con il potenziale per intervento dell'equipaggio. Anche le operazioni di perforazione possono essere automatizzate ma sotto la stretta supervisione dell'equipaggio. I campioni verrebbero recuperati dall'equipaggio e sottoposti ad un adeguato processo di cura prima di eventuali analisi. Dopo aver concluso la perforazione, l'attrezzatura verrà smontata e spostata al sito successivo, dove questa procedura sarà ripetuta. A causa della natura del processo di perforazione, è altamente probabile che le apparecchiature sopra la superficie si guastino o le apparecchiature sotto la superficie si rompono. L'intervento dell'equipaggio è altamente probabile in entrambi i casi. Nel primo caso, l'equipaggio deve decidere se il guasto può essere riparato sul campo o se l'apparecchiatura deve essere restituita all'avamposto per la riparazione. A causa di vincoli di massa del carico, il trapano non avrebbe una scorta illimitata di punte o aste di perforazione. Questo rende importante recuperare la maggior parte dell'attrezzatura e tentare una riparazione, l'alternativa è di fermare le operazioni di perforazione fino a che le sostituzioni adeguate arrivano, probabilmente con i voli cargo a supporto del prossimo equipaggio.

1.5.3 In-Situ Resource Utilization

L'impianto ISRU è progettato per convertire l'atmosfera di Marte in O₂ da usare come propellenti e supporto vitale, oltre a O₂, il sistema ISRU genera H₂O e gas tampone per l'uso negli habitat di superficie e nei sistemi di mobilità. L'impianto è costituito da un elettrolizzatore di CO₂ a ossido solido (SOCE) che converte CO₂ in O₂ e monossido di carbonio (CO) che viene scaricato, la CO₂ viene ottenuta tramite una pompa di assorbimento. Il carburante CH₄ necessario per l'ascesa viene portato dalla Terra. L'idrogeno (H₂) viene portato dalla Terra e fatto reagire con O₂ prodotto da Marte per compensare H₂O che si perde durante le operazioni di esplorazione. Oltretutto sono separati e raccolti CO₂, N₂ e Ar dall'atmosfera di Marte per utilizzarli come gas tampone per la respirazione dell'equipaggio. L'impianto ISRU di acquisizione atmosferica è stato costruito dividendolo in tre sottosistemi: il sottosistema di acquisizione atmosferica, il sottosistema di generazione dei consumi e sottosistema di liquefazione. Il sottosistema di acquisizione atmosferica è costituito dai seguenti componenti: filtro, pompa di assorbimento CO₂, valvole, regolatori di flusso, pompa del gas tampone e serbatoio del gas tampone. Il sottosistema di generazione dei materiali di consumo è composto da un SOCE, scambiatori di calore, filtri e valvole. Il sottosistema di liquefazione è costituito da raffreddatori criogenici per CH₄ e O₂, filtri e valvole. Poiché l'impianto è guidato più dalla potenza che dalla massa, la ridondanza si ottiene con l'uso di due impianti ISRU separati, ciascuno dimensionato per generare i beni necessari.

1.5.4 Surface Power Systems

Il sistema di generazione di energia di superficie stazionario di riferimento è costituito da un reattore di fissione nucleare basato sul design di quello lunare, questo è stato concepito per essere facilmente adattabile al funzionamento sulla superficie marziana. La bassa temperatura a cui opera il combustibile del reattore consente l'uso dell'acciaio inossidabile per i principali componenti, un materiale che è compatibile con l'atmosfera marziana prevalentemente composta di CO₂. Il reattore sbarcherà sulla superficie nel DAV in una configurazione stivata e scaricato mediante il carrello di alimentazione che avrebbe più funzioni. Il

carrello potrebbe essere fotovoltaico (PV) con celle a combustibile rigenerativo (RFC) che sono alimentate a batteria o utilizzano un sistema di alimentazione radioisotopica (RPS). Per questa architettura, si è ipotizzato di utilizzare un DIPS (Dynamic Isotope Power System) per il carrello di alimentazione e potrebbe anche essere un'opzione per l'alimentazione dei rover pressurizzati. Il vantaggio di questa tecnologia è che è disponibile un'alimentazione continua (24 ore al giorno / 7 giorni alla settimana) da questa unità senza necessità di alcuna ricarica. Oltre al principale sistema di alimentazione di base, sono state esaminate le opzioni per alimentare i sistemi di mobilità superficiale (Rovers). Sono state valutate tre opzioni di sistema di alimentazione. Queste opzioni includono: PV/batteria, PV/batteria con DIPS, e solo celle a combustibile. I fattori che influenzano principalmente la potenza e l'energia sono la massa del rover e la sua velocità. La potenza di azionamento per raggiungere la velocità di 3 km/h per i piccoli rover è di circa 25 Kwe. Per mantenere l'area di schieramento e la massa della batteria al minimo, è necessario ricaricare il sistema con un ciclo il più breve possibile. Pertanto, per quest'analisi, abbiamo definito uno scenario in cui le operazioni di guida e pausa per fare ricerche scientifiche e di ricarica siano compiute in giorni alterni.

Capitolo 2

Algoritmo genetico

2.1 Introduzione e storia dell'algoritmo genetico

In questo capitolo verranno introdotte quelle metodologie di ricerca ed ottimizzazione che prendono il nome di algoritmi genetici: si andrà ora ad analizzare cosa siano, la loro origine e le differenze sostanziali con le altre procedure di ricerca. Gli algoritmi genetici sono tecniche di ottimizzazione che pongono le basi nella meccanica della selezione naturale e nella genetica naturale. Essi combinano 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 "pezzi" 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. Questo concetto è stato introdotto, da Charles Darwin nel 1859 nel trattato *L'origine delle specie*, e rappresenta il meccanismo con cui avviene l'evoluzione delle specie e secondo cui, nell'ambito della diversità genetica delle popolazioni, si ha un progressivo (e cumulativo) aumento della frequenza degli individui con caratteristiche ottimali (fitness) per l'ambiente di vita. 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 (o, usando un termine più vicino alle scienze biologiche, funzione di fitness o di idoneità). 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 sviluppare questo tipo di ottimizzazione è stato John Holland. La sua ricerca aveva un duplice scopo: da una parte cercò di spiegare i processi adattivi dei sistemi naturali e dall'altra cercò di elaborare un software che permettesse di mantenere gli stessi meccanismi dei sistemi naturali. Il tema centrale della ricerca sugli algoritmi genetici, ed in parte la loro forza, 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, inoltre, ridurre o del tutto eliminare costose riprogettazioni. Come numerosi studi dimostrano a partire dalla monografia di Holland del 1975 intitolata *Adaptation in Natural and Artificial Systems*, 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, inoltre, risultano non onerosi dal punto di vista computazionale e non sono limitati da ipotesi restrittive nello spazio di ricerca (come ad esempio continuità o esistenza delle derivate) delle metodologie per così dire più tradizionali. Proprio per queste ragioni gli algoritmi genetici stanno trovando sempre più applicazioni in campi differenti dalle scienze naturali, all'economia fino all'ingegneria, dimostrando tutta la loro robustezza. La letteratura corrente identifica tre tipologie differenti di metodologie di ricerca:

- *calculus-based*: vengono suddivise in due classi principali: dirette ed indirette. I metodi indiretti cercano gli estremi locali risolvendo un set di equazioni, di norma non lineari, risultante dall'aver imposto un valore del gradiente della funzione obiettivo pari a zero. Questa rappresenta di fatto una

generalizzazione multidimensionale della nozione elementare di calcolo degli estremi. Cercando un possibile picco di partenza, si restringe la ricerca a quei punti che presentano una pendenza nulla in ogni direzione. I metodi diretti, d'altra parte, cercano un ottimo locale e si muovono in una direzione relativa al valore locale del gradiente. Questa indagine prende il nome di hill-climbing: si cerca un valore di ottimo locale e si risale la funzione nella direzione più ripida possibile. Seppur entrambe queste metodologie siano state a lungo studiate e modificate alcune semplici considerazioni ne mostrano la mancanza di robustezza. In primo luogo, entrambi i metodi si basano su un'indagine locale: il valore di ottimo ricercato dipende dal valore iniziale che si è preso in considerazione, così facendo se la funzione, possiede maggiori picchi si potrebbero perdere i picchi più importanti e rischiare di analizzare solo un evento meno importante. In secondo luogo, le metodologie calculus-based dipendono dall'esistenza delle derivate che, seppur se ne possa accettare un'approssimazione numerica, rimane comunque un limite molto stringente. È chiaro che metodi che dipendono da richieste restrittive come continuità della funzione ed esistenza delle derivate rimangono accessibili solo ad un dominio limitato di problematiche. Per queste due ragioni si può affermare che i metodi calculus-based sono insufficientemente robusti all'interno di determinati domini d'esistenza.

- *Enumerative*: per quanto riguarda gli schemi enumerativi l'idea di base è abbastanza semplice: si cerca di valutare la funzione obiettivo in ogni punto dello spazio di ricerca, uno alla volta. Per questo motivo il loro grande difetto risiede nella mancanza di efficienza. Seppur essi possano essere reputati degli strumenti di indagine validi in campi di ricerca ristretti, molte problematiche reali richiedono degli spazi di ricerca troppo grandi per un'indagine condotta punto per punto che possa condurre a qualche risultato utile.
- *Random*: anche queste metodologie, che cercano e salvano il valore migliore, devono essere scartate per la loro bassa efficienza. Infatti, con una ricerca random non si possono aspettare dei risultati migliori di quelli ottenibili con gli schemi enumerativi.

Sarà bene allora separare le metodologie di ricerca random dalle tecniche di ricerca randomizzate. In questo sottogruppo si possono infatti distinguere tre classi:

- Ricerca puramente random.
- Ricerca randomizzata: utilizza scelte random come strumento di ricerca diretta (gli algoritmi genetici ne sono un esempio).
- Ricerca ibrida: utilizza ricerche random congiuntamente alle altre metodologie. Per esempio, cercando un ottimo globale partendo da dei valori casuali per poi utilizzare metodologie calculus-based per trovare i valori di massimo locale.

Gli algoritmi genetici sono un esempio di procedure di ricerca che utilizzano delle scelte random come strumento di guida all'interno di uno spazio di parametri codificati. Si può così affermare che i metodi di ricerca convenzionali non sono robusti. Questo, ovviamente, non implica che siano inutilizzabili. Gli schemi menzionati e le innumerevoli combinazioni che ne derivano sono stati utilizzati con successo in molte applicazioni. Si vedrà in seguito come gli algoritmi genetici possano essere dei validi strumenti per colmare questa mancanza di robustezza delle metodologie per così dire più tradizionali.

2.2 Terminologia

Poiché gli algoritmi genetici nascono nell'ambito della simulazione biologica la terminologia utilizzata nella letteratura risulta un mix tra le scienze naturali e quelle artificiali. Di seguito riportiamo una serie di terminologie che ci permettono meglio di comprendere l'algoritmo genetico:

- *Spazio di ricerca (search space)*: rappresenta l'insieme delle possibili soluzioni o valori che un algoritmo genetico può assumere.

- *Popolazione*: insieme ben definito di soluzioni, che vengono chiamate cromosomi. Ogni soluzione è formata da N geni (in cui N non dovrebbe essere un numero né troppo corto, né troppo lungo, e lo si ricava facendo più prove o esperimenti).
- *Cromosoma*: è identificato come un insieme di stringhe, numeri posizionati in modo casuale e che definiscono una soluzione al problema.
- *Gene*: Singolo valore della stringa di un cromosoma, a cui solitamente è associata una variabile decisionale del problema. A seconda dei diversi valori effettivamente assunti dai diversi geni, si ottiene un diverso cromosoma e, quindi, una soluzione differente.
- *Allele*: rappresenta il valore definito da un gene.
- *Generazione (o iterazione)*: si intende l'introduzione nella popolazione di nuovi individui, i figli.
- *Genotipo*: rappresenta il pacchetto di stringhe che contiene le informazioni da elaborare, che prende il nome di struttura.
- *Fenotipo*: rappresenta la decodifica della struttura e prende il nome di set di parametri, soluzione alternativa o decodificata.

Nell'immagine successiva viene visualizzato lo schema della terminologia appena analizzato.

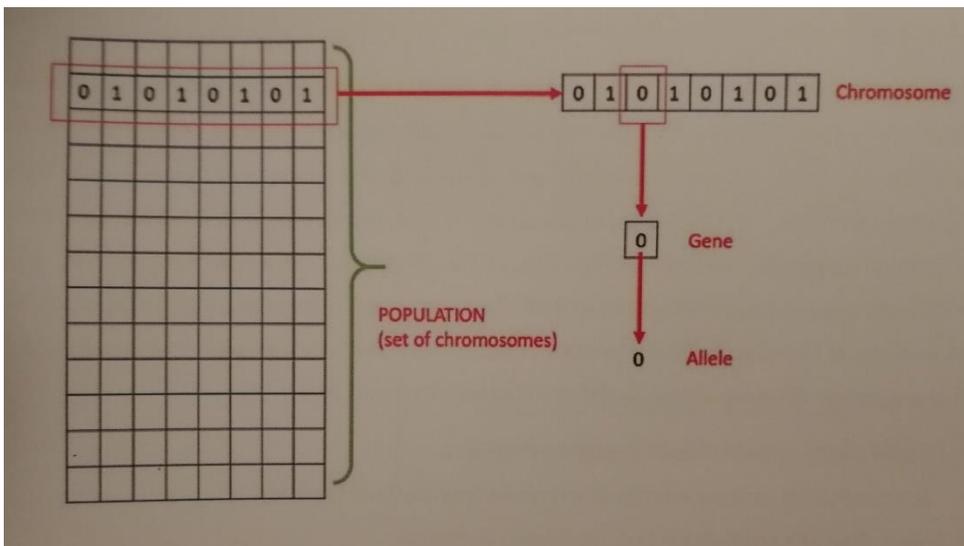


Immagine 2.1: schema della terminologia dell'algoritmo genetico.

2.3 Struttura di un algoritmo genetico

2.3.1 Funzionamento e principi di base di un algoritmo genetico

Gli algoritmi genetici partono da una popolazione iniziale di soluzioni (gli individui dei sistemi biologici) e la fanno evolvere iterativamente. Questa popolazione è generata casualmente da un algoritmo. Ad ogni iterazione, le soluzioni sono valutate da una funzione di fitness e sulla base di questa valutazione, vengono

selezionate alcune di esse, privilegiando le soluzioni (genitori) con fitness maggiore. Le soluzioni selezionate vengono tra loro ricombinate (riproduzione) per generare nuove soluzioni (offspring o figli) che tendono a trasmettere le buone caratteristiche delle soluzioni genitori nelle successive generazioni.

Lo schema generale di un algoritmo genetico è il seguente (immagine 2.2):

- 1 Codifica delle soluzioni dello specifico problema.
- 2 Creazione di un insieme iniziale di soluzioni (popolazione iniziale).
- 3 Calcola la funzione di fitness.
- 4 Ripeti, fino alla soddisfazione di un criterio di arresto:
 - a) Seleziona coppie (o gruppi) di soluzioni (selezione parentale).
 - b) Ricombina i genitori generando nuove soluzioni (offspring).
 - c) Valuta la fitness delle nuove soluzioni.
 - d) Rinnova la popolazione, utilizzando nuove soluzioni.
- 5 Restituisci la migliore soluzione generata.

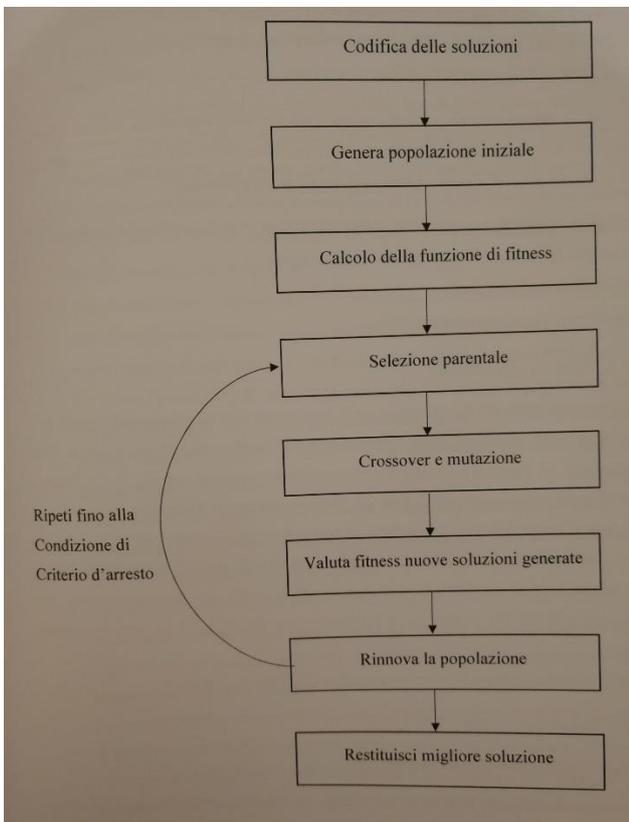


Immagine 2.2: schema funzionamento algoritmo genetico.

La struttura base di un algoritmo genetico risulta essere piuttosto semplice, richiedendo principalmente delle operazioni di copia e di scambio parziale di stringhe. Tuttavia, la spiegazione teorica di come un processo così semplice, almeno ad una prima analisi, possa funzionare, risulta essere un argomento molto più sottile. 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 del potere di questi algoritmi. 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 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 (l) ed un

alfabeto finito di caratteri (m), come può essere quello binario. Si procede allora, in modo del tutto casuale, ad assegnare 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 vanno quindi a rimpiazzare 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 si basano quindi su tre operatori principali:

- Riproduzione selettiva.
- Crossover o ricombinazione genetica.
- Mutazione casuale dei cromosomi.

2.3.2 Codifica

Per 'codifica genetica' ci si riferisce al tipo di rappresentazione che viene utilizzata per identificare le soluzioni del problema nei cromosomi artificiali. Un cromosoma artificiale è rappresentato da una sequenza di simboli che costituiscono le caratteristiche dell'individuo: per questo motivo viene comunemente definito con il nome di 'stringa genetica'. Vi sono molti tipi di codifica possibile:

- *Codice binario*: in questo caso il cromosoma di ciascun individuo della popolazione è una stringa di lunghezza finita di simboli binari (0,1). Questo metodo offre l'immediato vantaggio di un calcolo facilitato per l'elaboratore, tuttavia si presenta il problema delle differenze di significato dei vari bit all'interno di un numero binario.
- *Codifica per permutazione*: con questa codifica tutti i cromosomi sono rappresentati da una stringa di numeri derivante dalla permutazione dei valori di una stringa originale, essa viene utilizzata in problemi di ordinamento.
- *Codifica per valore*: Essa può essere utilizzata in problemi dove sono presenti valori complicati da codificare. In generale risulta correlata a problemi che prevedono dei valori nei cromosomi quali: numeri reali, caratteri o oggetti complicati. Tale tipologia di codifica viene utilizzata per problemi speciali e nel momento in cui viene adottata prevede necessariamente la costruzione di modelli di crossover e mutazione specifici.

Il funzionamento dell'algoritmo genetico non è compromesso dal tipo di rappresentazione in quanto gli operatori genetici si limitano a selezionare le stringhe corrispondenti ai fenotipi migliori e a ricombinarne i vari pezzi a prescindere dal materiale su cui essi lavorano. La scelta del tipo di codifica è però importante per il tipo di problema che si vuole risolvere: non esiste una codifica che vada bene per tutti i problemi, né esistono regole generali che permettano di fare delle scelte ottimali. Il problema della rappresentazione genetica e delle regole di decodificazione da genotipo a fenotipo è quindi molto importante per poter sfruttare al meglio le potenzialità di ricerca dell'algoritmo genetico.

2.3.3 Popolazione iniziale

Il metodo base per ottenere la popolazione iniziale è la generazione casuale di un numero N di individui. Tuttavia, per non lasciare semplicemente al caso il compito di scoprire alcune buone caratteristiche che vorremmo includere nella soluzione, si possono introdurre nella popolazione iniziale alcune soluzioni generate

con euristiche eventualmente randomizzate. È comunque importante che il numero di soluzioni sia limitato, in modo da non condizionare troppo le caratteristiche delle soluzioni che verranno generate nelle successive iterazioni.

2.3.4 Funzione fitness

La funzione obiettivo (o funzione di valutazione) serve per giudicare le prestazioni di ciascun fenotipo rispetto al problema che vogliamo risolvere: essa fornisce un valore numerico per ciascun individuo proporzionale alla bontà della soluzione offerta. Intuitivamente si può pensare alla funzione obiettivo come ad una forma di profitto, di utilità, o ad una caratteristica generale che si è deciso di massimizzare. Questa particolare funzione svolge un ruolo analogo a quello dell'ambiente fisico per gli organismi biologici, in quanto misura le prestazioni dell'individuo: per questo motivo viene comunemente definita 'funzione di fitness'. Una caratteristica interessante degli algoritmi genetici è che la funzione di fitness può assumere vari gradi di complessità a seconda delle conoscenze disponibili: l'unico requisito è che essa permetta un ordinamento delle stringhe genetiche in base alle loro prestazioni sul problema da risolvere. La funzione di fitness serve a dare una misura quantitativa dell'idoneità di un individuo. Per questo motivo spesso la si associa al valore della funzione obiettivo (o a una sua misura inversa per problemi di minimo). Potrebbe però essere utile utilizzare funzioni di fitness differenti, come quelle che permettono di:

- *Penalizzare soluzioni non ammissibili*, se si decide di mantenerle nella popolazione corrente.
- *Penalizzare soluzioni simili all'ottimo corrente*, in modo da privilegiare la selezione di individui diversi da quelli finora generati;
- *Penalizzare soluzioni troppo dissimili dall'ottimo corrente*, in fase di intensificazione.

Una volta che si è valutato ogni cromosoma con la soluzione di fitness si procede con la selezione parentale dei genitori.

2.3.5 Riproduzione selettiva

Una volta definiti il tipo di rappresentazione genetica e la funzione di fitness, il primo passo consiste nella creazione di una popolazione iniziale di stringhe genetiche. Solitamente la popolazione iniziale è composta da stringhe casuali. Ciascuna stringa di questa generazione iniziale viene a turno decodificata e valutata in base alla funzione obiettivo. Una volta calcolata la fitness di ogni individuo viene scelta una sottopopolazione per generare nuove soluzioni. Esistono varie tecniche per selezionare l'insieme delle soluzioni per la riproduzione chiamato *mating pool*. La più immediata e semplice consiste nell'ordinare gli n individui della popolazione in base al valore della funzione di fitness e scegliere le prime k soluzioni (con $k < n$). Consideriamo $P(t)$ la popolazione alla generazione t -esima formata da n individui ordinati secondo il valore dello loro fitness in modo crescente $P(t) = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$. Se l'algoritmo genetico deve risolvere un problema di minimo è sufficiente selezionare i primi k elementi (immagine 2.3 a), altrimenti gli ultimi k elementi se è un problema di massimo (immagine 2.3 a). Un'altra tecnica molto usata prende il nome di *proportional selection* che prevede di selezionare gli individui in base ad una probabilità p_i proporzionale alla loro fitness. Il processo di riproduzione selettiva consiste così nella creazione probabilistica di un numero di copie di ciascuna stringa proporzionale al valore di fitness ottenuto dal fenotipo corrispondente. Ricopiare ciascuna stringa in proporzione al proprio valore obiettivo significa che le stringhe che hanno riportato un valore di fitness maggiore avranno una probabilità maggiore di produrre uno o più figli: l'operatore di riproduzione selettiva svolge dunque un ruolo simile alla legge di sopravvivenza del più "adatto" in natura. Vi sono diversi modi di realizzare al computer la riproduzione selettiva probabilistica: il metodo più diffuso fa ricorso all'utilizzo della *ruota della fortuna truccata* (immagine 2.3). Consideriamo la situazione comune in cui manteniamo una popolazione di dimensione costante ad ogni generazione e in cui

rimpiazziamo completamente tutti i membri della popolazione ad ogni ricambio generazionale. La ruota della fortuna avrà dunque tante caselle quanti sono gli individui della popolazione ma la dimensione della casella sarà proporzionale ai valori di fitness di ciascun individuo. La riproduzione selettiva consiste nel far ‘girare’ la ruota tante volte quanti sono gli individui da generare e nel creare ogni volta una copia della stringa corrispondente alla casella in cui si trova alla fine l’indice della ruota. In particolare, come primo passo viene calcolata la fitness totale F della popolazione $P(t)$.

$$F_{max} = \sum f(x_i) \quad (2.1)$$

$$F_{min} = \sum \frac{1}{f(x_i)} \quad (2.2)$$

In questa espressione $f(x_i)$ rappresenta il valore della fitness dell’individuo x_i e le sommatorie sono intese da 1 ad n ovvero su tutta la popolazione $P(t)$. Inoltre, il calcolo della fitness totale dipende dal se stiamo considerando problemi di minimo o di massimo. Grazie a questo valore è possibile ricavare la probabilità con cui le soluzioni saranno selezionate. Per ottenere queste probabilità si ricorre alle seguenti formule, utili nel caso di problemi di minimo e di massimo.

$$p_i = \frac{1}{f(x_i) \cdot F_{min}} \quad (2.3)$$

$$p_i = \frac{f(x_i)}{F_{max}} \quad (2.4)$$

Il risultato di queste due espressioni può essere rappresentato con una ruota suddivisa in spicchi, la cui grandezza è proporzionale alla probabilità associata alle soluzioni (immagine 2.3 b e c). La ruota viene fatta girare per k volte, n se vogliamo una generazione con lo stesso numero di individui della popolazione iniziale, e vengono estratte le soluzioni corrispondenti che andranno a fare parte del mating pool. Il valore atteso del numero di figli per ciascuna stringa è dato da $(n \cdot p_i)$, ma il numero effettivo di figli si ottiene facendo ricorso ad un generatore di numeri casuale. Una volta selezionata per la riproduzione la stringa viene copiata interamente andando a comporre una nuova popolazione di tentativo su cui agiranno gli altri operatori. Si inizia così ad intraprendere un percorso di selezione degli individui con le caratteristiche migliori, ovvero con il valore più alto di fitness, che andranno a creare la generazione successiva. Infine, il metodo che verrà utilizzato nel procedimento di calcolo di questa Tesi magistrale, il metodo di selezione Tournament genera genitori attraverso un processo in cui un gruppo di due o più individui si confrontano e il migliore diventa genitore. In questo caso, è possibile decidere la dimensione del torneo e quindi quante persone devono affrontarsi contemporaneamente.

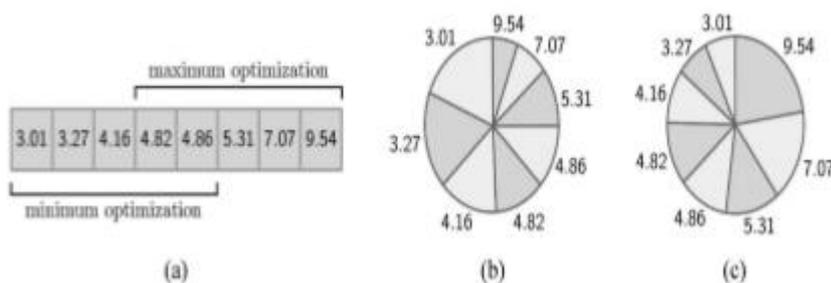


Immagine 2.3: selezione lineare e proportional selection.

2.3.6 Crossover

Una volta scelti i genitori (che solitamente è un numero maggiore o uguale a 2) è possibile definire gli operatori di ricombinazione, che permettono di generare uno o più figli (detti anche offsprings). Di tipologie di crossover ce ne sono diverse, tra le principali abbiamo:

- *Single point crossover*: (immagine 2.4) scelti due genitori, un padre e una madre, si sceglie un punto casuale per effettuare lo scambio dei geni. Questo punto viene detto di crossover. I figli avranno materiale genetico prima di un genitore e poi, dopo il punto di crossover dell'altro genitore.
- *Two point crossover*: (immagine 2.5) rispetto al single point crossover, i tagli casuali sono due (possono essere anche multipli). Il primo figlio otterrà i geni esterni ai punti di crossover presenti nel cromosoma padre, mentre otterrà i geni interni del cromosoma madre, viceversa il secondo figlio, otterrà i geni esterni ai punti di crossover presenti nel cromosoma madre, e quelli interni dal cromosoma padre.
- *Crossover uniforme*: (immagine 2.6) Ciascun gene dei figli è creato tramite una copia del corrispondente gene da uno dei due genitori, scelto in accordo con una 'maschera di crossover' creata in maniera casuale. Dove c'è un '1' nella maschera, il gene viene copiato dal primo genitore, mentre dove c'è uno '0', il gene viene copiato dal secondo genitore. Il processo è ripetuto con i genitori scambiati per produrre un secondo figlio. Una nuova maschera di crossover viene generata casualmente per ciascuna coppia di stringhe genitrici. Si creano così delle nuove stringhe che racchiudono i patrimoni genetici delle progenitrici. Si può vedere questa tecnica come un crossover multiplo in cui il numero di tagli non è impostato a priori.

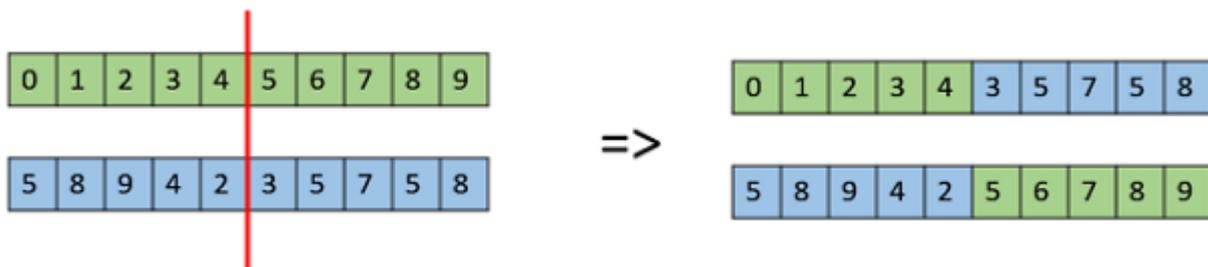


Immagine 2.4: crossover single point.

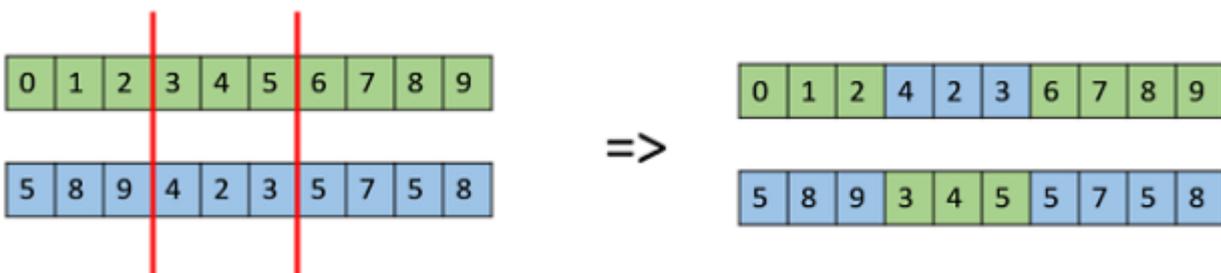


Immagine 2.5: crossover two point.

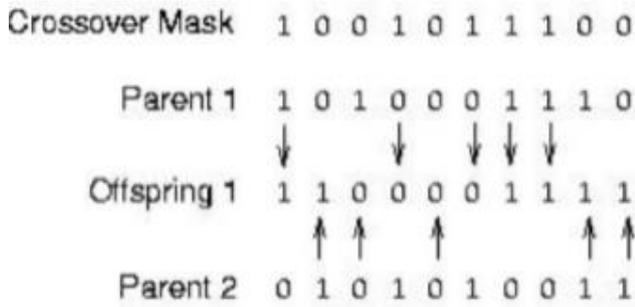


Immagine 2.6: crossover uniforme.

2.3.7 Mutazione

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. Pertanto, nell'algoritmo genetico è inserito un nuovo operatore: la mutazione. Tramite essa viene modificato casualmente il valore di alcuni geni, scelti altrettanto 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.

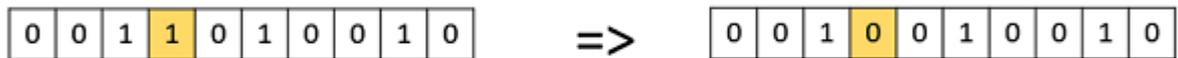


Immagine 2.7: bit-flip mutation.

- *Swap mutation*: si selezionano due posizioni casuali dei geni e si scambiano i valori di tali geni.

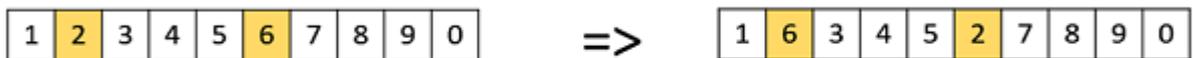


Immagine 2.8: swap mutation.

- *Scramble mutation*: dall'intero cromosoma, una parte dei geni sono scelti e i loro valori sono scambiati o disposti casualmente.

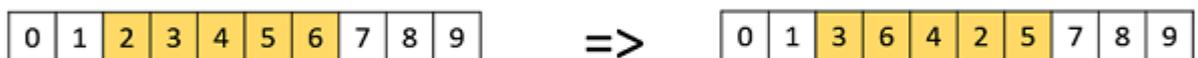


Immagine 2.9: scramble mutation.

- *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.

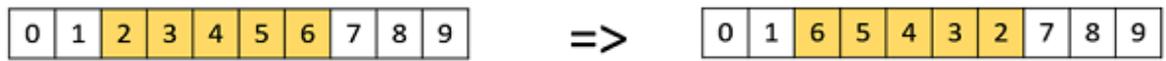


Immagine 2.10: inversion mutation.

Questo processo risulta essere fondamentale anche perché attraverso la riproduzione ed il crossover si rischia di perdere qualche informazione importante. 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.

2.3.8 Criteri di arresto

Come capire quando è il momento giusto per stoppare l'iterazione dell'algoritmo genetico? Non c'è una risposta univoca per tutte le casistiche, anzi è possibile seguire uno dei successivi casi e testare quale è la soluzione più adatta alla risoluzione dell'algoritmo.

- Fissare un numero massimo Kmax di iterazioni (o generazioni).
- Fissare un tempo di esecuzione limite Tmax.
- 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.
- 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. Questo si traduce in 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 da una generazione di partenza individui con caratteristiche via via migliori. 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 soddisfacente. 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 (immagine 2.11). La convergenza è la progressione verso la crescente uniformità. Si dice che un gene converge quando il 95% della popolazione condivide lo stesso valore. La popolazione converge quando tutti i geni convergono.

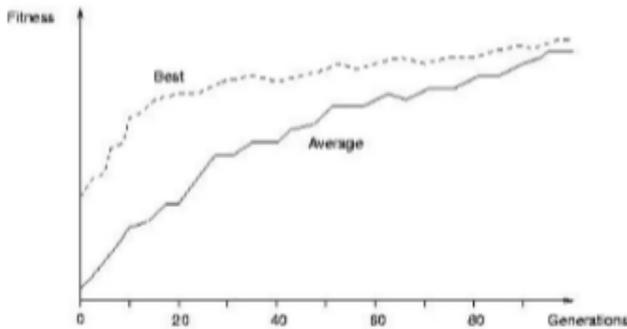


Immagine 2.11: convergenza di un algoritmo genetico.

2.4 Algoritmo genetico in MATLAB

MATLAB è un linguaggio ad alte prestazioni per il calcolo tecnico che ricopre diversi campi come il calcolo, le visualizzazioni e la programmazione, è costituito da diverse applicazioni tra le quali i pacchetti di toolbox. I quali sono utili in diversi campi come: simulazione, teoria di controllo, elaborazione del segnale, ottimizzazione e altri campi di applicazione scientifica ed ingegneristica. Ovviamente, come vedremo in particolare nei capitoli successivi, il nostro interesse sarà focalizzato sulla funzione di ottimizzazione. Global Optimization Toolbox fornisce funzioni per cercare soluzioni globali a problemi che possono contenere più massimi o minimi. Comprende vari solutori come schemi di ricerca, algoritmo genetico, ricerca multipla e globale, con lo scopo di trovare la migliore soluzione per problemi di ottimizzazione in cui la funzione obiettivo può essere generica con proprietà diverse. Genetic Algorithm Toolbox è una raccolta scritta principalmente in m-file, che implementa le funzioni più importanti negli algoritmi genetici. Questo tipo di algoritmo può essere sfruttato usando la funzione *ga* che mira a trovare un minimo locale non vincolato alla funzione obiettivo. Questa funzione, in MATLAB, può essere chiamata usando la sintassi seguente:

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

- *x*: minimo locale non vincolato. Rappresenta il miglior punto identificato dalla funzione durante la sua iterazione.
- *Fval*: è il valore della funzione obiettivo in *x*.
- *Fun*: rappresenta la funzione obiettivo che descrive il problema.
- *Exitflag*: rappresenta il motivo per cui la funzione si è arrestata e restituisce un valore intero.
- *Nvars*: numero delle variabili definite.
- *A, b*: vincoli di disuguaglianze lineari ($Ax \leq b$) che descrivono il problema.
- *Aeq, beq*: vincoli di uguaglianza lineare ($Aeqx \leq beq$).
- *Lb*: limiti inferiori delle variabili definite.
- *Ub*: limiti superiori delle variabili definite.
- *Nonlcon*: questa funzione accetta *x* e restituisce i vettori *C* e *Ceq*, che rappresentano rispettivamente le disuguaglianze e le uguaglianze non lineari. La funzione *ga* minimizza *fun* tale che $C(x) \leq 0$ e $Ceq(x) = 0$.
- *Options*: descrive quali parametri di ottimizzazione vengono utilizzati per minimizzare la funzione. Se *options* non è specificato, vengono utilizzati i parametri predefiniti. Nel nostro caso saranno:
 1. Riproduzione selettiva: Tournament.
 2. Numero di individui elite: 5.
 3. Range della popolazione iniziale: $[0, 2\pi]$.
 4. Spazio di ricerca: $[0, 2\pi]$ per ogni variabile.
 5. Frazione di crossover: 0,2.

Nei capitoli successivi andremo ad applicare questi concetti e questa funzione per risolvere un problema di ottimizzazione, con lo scopo di determinare la miglior orbita di parcheggio durante una missione Sample Return e umana su Marte.

Capitolo 3

Richiami di meccanica del volo spaziale

3.1 Problema dei due corpi

Questo modello rappresenta accuratamente il movimento di satelliti artificiali, missili balistici o sonde spaziali in orbita attorno a pianeti o il Sole, si basa principalmente su tre ipotesi di base:

- 1 I corpi hanno simmetria sferica, e quindi saranno considerati come masse puntiformi e costanti.
- 2 Assenza di forze perturbatrici (si trascurano le influenze di tutti gli altri corpi), agisce solamente la forza gravitazionale.
- 3 Oggetto di massa $m \ll M$ 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. (vedi immagine 3.1)

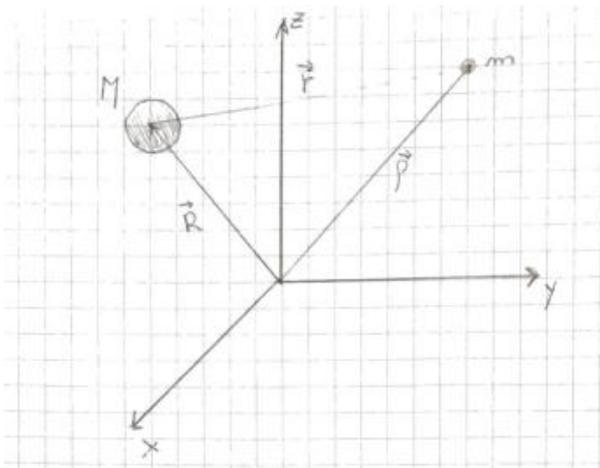


Immagine 3.1: problema dei due corpi.

$$\vec{r} = \vec{\rho} - \vec{R} \quad (3.1)$$

$$m \cdot \ddot{\vec{\rho}} = -G \cdot m \cdot M \cdot \frac{\vec{\rho} - \vec{R}}{\|\vec{\rho} - \vec{R}\|^3} \quad (3.2)$$

$$M \cdot \ddot{\vec{R}} = +G \cdot m \cdot M \cdot \frac{\vec{\rho} - \vec{R}}{\|\vec{\rho} - \vec{R}\|^3} \quad (3.3)$$

Semplificando m nella prima e M nella seconda e sottraendo membro a membro:

$$\ddot{\vec{\rho}} - \ddot{\vec{R}} = -G \cdot (M + m) \cdot \frac{\vec{\rho} - \vec{R}}{\|\vec{\rho} - \vec{R}\|^3} \quad (3.4)$$

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

Il moto del corpo secondario rispetto a quello principale è definito tramite la seguente equazione:

$$\ddot{\vec{r}} = -\mu \cdot \frac{\vec{r}}{r^3} \quad (3.6)$$

Dove \vec{r} rappresenta il vettore posizione del corpo secondario di massa m rispetto al corpo principale di massa M e μ il parametro gravitazionale del corpo principale M .

A questo punto tramite l'equazione 3.6 possiamo introdurre due concetti fondamentali per poter ricavare la posizione e la velocità del corpo secondario in ogni punto durante il suo moto lungo la sua orbita, cioè la conservazione dell'energia meccanica specifica E_g e del momento della quantità di moto h . Un corpo in orbita attorno ad un corpo di massa maggiore M si muove secondo la legge $\ddot{\vec{r}} = -\mu \cdot \frac{\vec{r}}{r^3}$ mantenendo costante l'energia meccanica specifica e il momento della quantità di moto dette anche costanti del moto. 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.

$$E_g = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = \text{costante} \quad (3.7)$$

$$h = r \cdot v \cdot \cos \varphi = r \cdot v_t = \text{costante} \quad (3.8) \text{ o in forma vettoriale: } \vec{h} = \vec{r} \wedge \vec{v} = \text{costante} \quad (3.9).$$

Dove φ rappresenta il flight path angle (angolo di rampa), il quale indica di quanto si è inclinato il corpo secondario rispetto al piano dell'orizzonte, $\gamma = \frac{\pi}{2} - \varphi$ invece rappresenta l'angolo di zenith. Tramite questi due angoli possiamo indentificare le due componenti del vettore velocità: radiale (parallela al vettore posizione) e tangenziale (perpendicolare al vettore posizione) come mostrato nell'immagine 3.2.

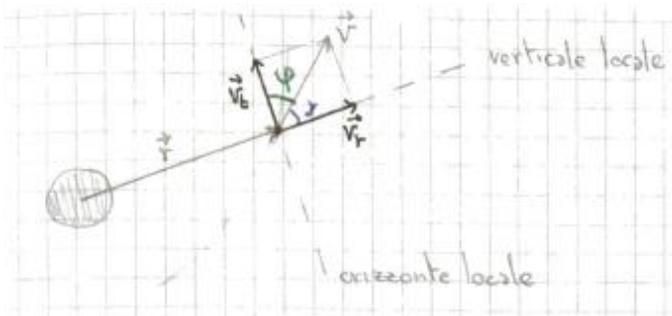


Immagine 3.2: componenti di velocità con flight path angle e angolo di zenith.

3.2 Equazione della traiettoria e sezioni coniche

Ripartendo dall'equazione 3.6, la quale rappresenta il moto del corpo secondario rispetto al corpo principale possiamo ricavare l'equazione della traiettoria, la quale ci fornisce la dimensione e la forma dell'orbita. Quest'equazione può essere scritta in coordinate polari in forma energetica oppure geometrica e rappresenta l'equazione di una conica:

$$r = \frac{p}{1+e \cdot \cos v} \quad (3.10) \text{ equazione della traiettoria geometrica.}$$

$$r = \frac{\frac{h^2}{\mu}}{1+\frac{B}{\mu} \cos v} \quad (3.11) \text{ equazione della traiettoria energetica.}$$

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. Osservando le due equazioni è evidente una correlazione tra le grandezze geometriche e quelle energetiche:

$$\frac{h^2}{\mu} = p \quad (3.12) \quad e = \frac{B}{\mu} \quad (3.13)$$

Quest'ultima 3.13 ci permette di definire il vettore eccentricità, infatti tramite l'uguaglianza con B , questo risulta essere un vettore costante che punta al periastro.

$$\vec{e} = \frac{B}{\mu} = \frac{\vec{v} \wedge \vec{h}}{\mu} - \frac{\vec{r}}{r} \quad (3.14)$$

Come abbiamo detto all'inizio di questo paragrafo, l'equazione della traiettoria è identificata come l'equazione di una conica, di conseguenza introduciamo il concetto di sezione conica: curva piana ottenuta come intersezione di un cono di rotazione e un piano non passante per il vertice. Scelto un cono e detto ϕ l'angolo che le generatrici formano con l'asse, si sceglie un piano non passante per il vertice del cono la cui normale è inclinata di α rispetto all'asse del cono (immagine 3.3). Una sezione conica può dar luogo ad una circonferenza, un'ellisse, una parabola, o un'iperbole.

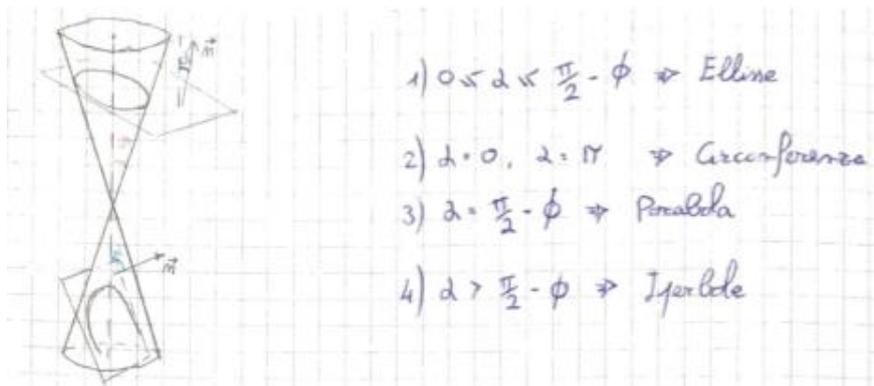


Immagine 3.3: sezione conica.

Matematicamente una sezione conica è 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, proprio in base al valore dell'eccentricità possiamo identificare il tipo di conica in esame e quindi la tipologia di orbita del nostro spacecraft (immagine 3.4):

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

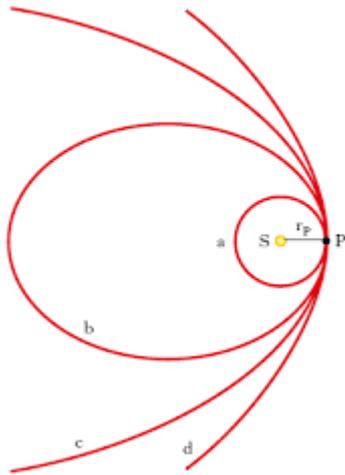


Immagine 3.4: le diverse tipologie di orbite.

Considerando le due equazioni della traiettoria esposte in precedenza, è evidente come l'origine del sistema di riferimento coincide con uno dei due fuochi della conica, infatti il corpo principale è posto in uno dei due fuochi F o F' mentre il corpo secondario ruota intorno ad esso seguendo la sua orbita, sottoposto al campo gravitazionale del corpo principale. A questo punto definiamo una serie di parametri caratteristici delle coniche come $2c$, 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. In base al valore numerico di questi parametri otteniamo le diverse tipologie delle orbite infatti $a > 0$ nelle orbite circolari ed ellittiche, $a \rightarrow \infty$ in quelle paraboliche ed è negativo per quelle iperboliche. c invece è positivo nelle orbite ellittiche, pari a zero in quelle circolari, tendente ad infinito in quelle paraboliche e negativo in quelle iperboliche. A questo punto è importante mostrare due importanti relazioni che legano tutti questi parametri:

$$p = a \cdot (1 - e^2) \quad (3.15) \quad e = \frac{c}{a} \quad (3.16)$$

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, proprio come è espresso dalla seconda legge di Keplero: un corpo spezza aree uguali in tempi uguali. La posizione di questi due punti è identificata da un $v = 0^\circ$ e 180° , di conseguenza sostituendo questi due valori di anomalia nell'equazione della traiettoria geometrica ricaviamo:

$$r_p = a \cdot (1 - e) \quad (3.17) \quad r_a = a \cdot (1 + e) \quad (3.18)$$

Un'ultima importante considerazione generale sulle coniche va compiuta riguardo all'energia meccanica specifica, possiamo definire una formulazione di E_g valida per tutte le orbite coniche:

$$E_g = -\frac{\mu}{2 \cdot a} \quad (3.19)$$

Tramite quest'espressione e 3.7 risulta che: $a=f(E_g)$, $E_g=f(r,v)$ di conseguenza $a=f(r,v)$, quindi fissati i valori di r e v è possibile un unico valore di a . Di conseguenza E_g caratterizza il tipo di orbita in base al suo segno:

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

Per cui dati il vettore posizione e il vettore velocità del satellite è possibile ricavare la tipologia e forma dell'orbita. Nella tabella sottostante è riportato lo schema delle diverse tipologie di orbite in funzione del semiasse maggiore a dell'eccentricità e e dell'energia meccanica specifica E_g .

Tipologia dell'orbita	a	E_g	e
Circolare	> 0	< 0	0
Ellittica	> 0	< 0	< 1
Parabolica	∞	$= 0$	$= 1$
Iperbolica	< 0	> 0	> 1

3.3 Missioni interplanetarie

Per quanto riguarda le missioni interplanetarie, il metodo utilizzato per studiare il moto del satellite in esame è quello del patched-conic, il quale permette di applicare la trattazione del problema dei due corpi precedentemente analizzato, suddividendo l'orbita complessiva in una serie di orbite a due corpi, semplificando notevolmente l'analisi della missione. Attraverso questo metodo quindi, il satellite è influenzato in ogni momento solamente dal campo gravitazionale di un unico pianeta. Questo campo definisce la regione all'interno della quale la forza gravitazionale di quel corpo è applicata sul satellite. Questa regione è chiamata sfera di influenza SOI, cambia da pianeta a pianeta e dipende principalmente dal mass ratio tra quel determinato corpo e il Sole, come possiamo vedere dalla seguente equazione che definisce il raggio della sfera di influenza di un qualsiasi pianeta:

$$r_{SOI} = R \cdot \left(\frac{m_{pianeta}}{m_{Sole}} \right)^{\frac{2}{5}} \quad (3.20)$$

Detto questo poniamoci nel caso valutato all'interno di questo elaborato, cioè le missioni Sample Return e umane su Marte e definiamo attraverso questo metodo le diverse fasi della missione da considerare. Inizialmente ci troveremo all'interno della sfera di influenza terrestre, successivamente in quella solare ed infine in quella marziana. Ovviamente questo riguarderà solamente la prima parte per arrivare su Marte e dovremmo considerare lo schema all'inverso per il ritorno. Per la prima fase risulta fondamentale il lancio con lo scopo di uscire dalla sfera di influenza terrestre ed entrare nella seconda fase di influenza solare, per entrare infine nella sfera di influenza marziana. A questo punto analizziamo più nel dettaglio la terza fase che sarà di particolare importanza nell'analisi dell'orbita di parcheggio che effettueremo nel capitolo successivo.

3.3.1 Fase planetocentrica

Osservando l'immagine 3.5 possiamo vedere uno schema di quello che succede al satellite all'interno della sfera di influenza marziana.

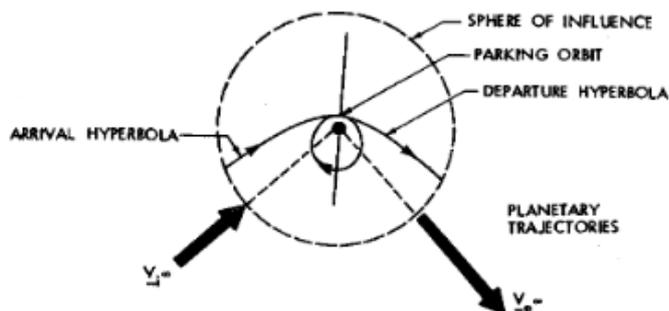


Immagine 3.5: traiettoria durante la fase planetocentrica.

Il satellite lungo la sua traiettoria per raggiungere la superficie marziana effettuerà due manovre in particolare:

- *Parking orbit capture*: durante questa prima manovra all'interno della SOI marziana, il satellite passerà da una traiettoria iperbolica a una ben definita orbita di parcheggio, proprio per eseguire questa operazione sarà necessario generare una certa variazione di velocità ΔV . Questo valore potremo calcolarlo conoscendo:

- L'eccesso iperbolico di velocità V_∞ o il livello energetico C_3 durante la fase di cattura. Basterà utilizzare la seguente formula considerando nota V_∞ e ricavando così il livello energetico:

$$Eg_\infty = \frac{V_\infty^2}{2} = \frac{C_3}{2} \quad (3.21)$$

Di conseguenza possiamo ricavarci la velocità iperbolica conoscendo il raggio vettore:

$$V_{hyperbola} = \sqrt{C_3 + 2 \cdot \frac{\mu}{r}} \quad (3.22)$$

- La velocità dell'orbita di parcheggio di cattura calcolabile tramite l'equazione di conservazione dell'energia meccanica conoscendo ovviamente i parametri geometrici e il raggio r di cattura

$$V_{orbit} = \sqrt{2 \cdot \frac{\mu}{r} - \frac{\mu}{a}} \quad (3.23)$$

Di conseguenza il gradiente di velocità ΔV per la manovra di cattura può essere ricavato:

$$\Delta V_{capture} = V_{orbit} - V_{hyperbola} \quad (3.24)$$

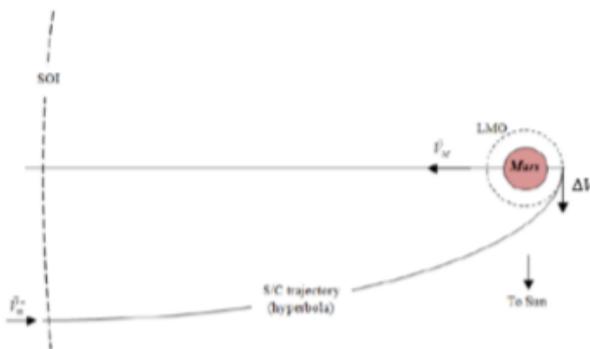


Immagine 3.6: manovra di cattura.

- *Parking orbit escape*: durante questa manovra il satellite riuscirà a trasferirsi dall'orbita di parcheggio a una traiettoria iperbolica per uscire dalla sfera di influenza marziana e poter far ritorno sulla Terra. L'obiettivo principale durante questa fase è quello di determinare il gradiente di velocità necessario per effettuare la manovra. 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, di conseguenza il procedimento di calcolo è esattamente lo stesso appena mostrato per il caso di cattura, ovviamente considerando i dati per la fuga. Riportiamo solamente la formulazione finale, che riporta il valore del gradiente di velocità per la fuga:

$$\Delta V_{escape} = V_{orbit} - V_{hyperbola} \quad (3.25).$$

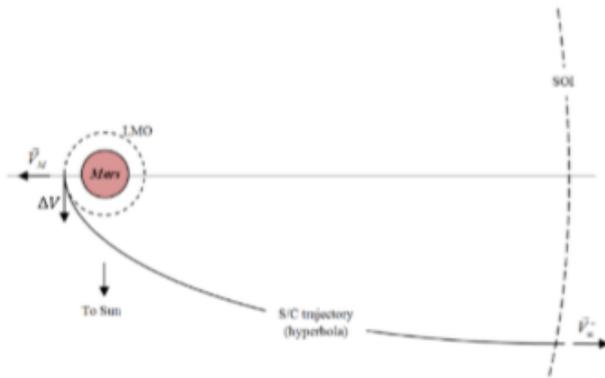


Immagine 3.7: manovra di fuga.

3.4 Trasferta di Hohmann

La trasferta di Hohmann (immagine 3.8) è definita come la trasferta a due impulsi più economica, riduce al minimo il gradiente di velocità ΔV per un passaggio tra orbite circolari. È costituito da una traiettoria ellittica tangente ad entrambe le orbite circolari. In questo tipo di orbite avendo i due ΔV paralleli alle componenti di velocità delle due orbite circolari (quindi i due flight path angle sono nulli) si hanno le minime perdite per disallineamento.

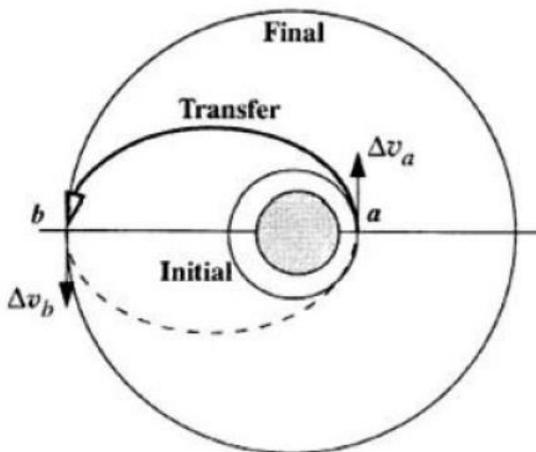


Fig.4 - Hohmann Transfer Trajectory

Immagine 3.8: trasferta di Hohmann.

In questa tipologia di trasferta il semiasse maggiore è definito dalla seguente equazione $a = \frac{r_1+r_2}{2}$ (3.26) e le due velocità all'apogeo e al perigeo sono ricavabili tramite l'equazione della conservazione dell'energia meccanica:

$$V_{1H} = \sqrt{2 \cdot \mu \cdot \left[\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_1+r_2} \right]} \quad (3.27)$$

$$V_{2H} = \sqrt{2 \cdot \mu \cdot \left[\frac{1}{r_2} - \frac{1}{r_1+r_2} \right]} \quad (3.28)$$

Le due velocità delle orbite circolari sono le seguenti:

$$V_{1c} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \quad (3.29)$$

$$V_{2c} = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \quad (3.30)$$

Ed infine i due gradienti di velocità al perigeo e all'apogeo sono:

$$\Delta V_1 = V_{1H} - V_{1c} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot r_2}{r_1+r_2}} - 1 \right) \quad (3.31)$$

$$\Delta V_2 = V_{2c} - V_{2H} = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{2 \cdot r_1}{r_1+r_2}} \right) \quad (3.32)$$

E quindi complessivamente:

$$\Delta V = \Delta V_2 + \Delta V_1 \quad (3.33)$$

Se il trasferimento è da un'orbita interna a una esterna il gradiente di velocità ΔV è > 0 se invece avviene da un'orbita esterna a una interna il gradiente di velocità ΔV è < 0 . A questo punto è importante considerare le fasi di salita e discesa da e verso la superficie di Marte, dato che possono essere rappresentate da questo tipo di manovra.

- *Fase di discesa*: durante questa fase considereremo un modello con un unico impulso, dove il satellite passerà dall'orbita di parcheggio alla superficie marziana. Per ottenere il gradiente di velocità durante questa manovra dovremo conoscere la componente di velocità al perigeo dell'orbita di parcheggio e all'apogeo della trasferta di Hohmann con semiasse maggiore pari a $a = \frac{r_{p-po} + r_{mars}}{2}$ (3.34):

$$\Delta V_{discesa} = V_{po} - V_{to} \quad (3.35)$$

- *Fase di salita*: durante questa manovra dovremo ricavare tre diversi gradienti di velocità, quindi è sostanzialmente divisa in tre manovre differenti. Il Mars Ascent Vehicle 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. A questo punto conoscendo l'angolo tra le due posizioni, possono essere definiti i parametri dell'orbita di trasferimento e di conseguenza possono essere ottenuti i valori di velocità e di energia lungo quest'orbita. A questo punto possiamo definire la velocità a r_{mars} e a $r_1 = r_{mars} + h$:

$$V_1 = \sqrt{2 \cdot Eg + 2 \cdot \frac{\mu}{r_{mars}}} \quad (3.36)$$

$$V_2 = \sqrt{2 \cdot Eg + 2 \cdot \frac{\mu}{r_{mars+h}}} \quad (3.37)$$

Il primo valore di velocità rappresenta il primo gradiente ΔV_1 . A questo punto il MAV si sposterà dal sito desiderato h, a una trasferta di Hohmann con un asse maggiore pari a $r_{p-po} + r_1$ con l'obiettivo di raggiungere il perigeo dell'orbita di parcheggio ed effettuare la salita. Per ricavare i due restanti gradienti di velocità dovremo conoscere V_{H-h} , che rappresenta la velocità della trasferta di Hohmann nel sito h, V_{H-p-po} che rappresenta la velocità della trasferta di Hohmann al perigeo dell'orbita di parcheggio e infine V_{p-po} , che rappresenta la velocità dell'orbita di parcheggio al perigeo. Riportiamo di seguito le due formulazioni per i restanti gradienti di velocità e quello complessivo per la fase di salita:

$$|\Delta V_2| = |V_{H-h}| - |V_2| \quad (3.38)$$

$$|\Delta V_3| = |V_{H-p-po}| - |V_{p-po}| \quad (3.39)$$

$$|\Delta V_{salita}| = 1.1 \cdot |\Delta V_1| + |\Delta V_2| + |\Delta V_3| \quad (3.40)$$

Capitolo 4

Procedura di calcolo

4.1 Introduzione e assunzioni

Durante la definizione di una missione Sample Return o umana su Marte assume un ruolo fondamentale la definizione di un'opportuna orbita di parcheggio, la quale influenzerà la complessità, il costo totale e gli obiettivi scientifici definiti per la missione stessa. La scelta dell'orbita di parcheggio può essere definita come un processo di ottimizzazione, in cui ogni fase deve essere presa in considerazione per il successo della missione e la riduzione al minimo dei costi. La selezione dell'orbita di parcheggio deve considerare una serie di importantissimi fattori tra cui i vincoli scientifici della missione, i requisiti di accessibilità del sito di sbarco, la performance della missione e le perturbazioni, all'interno di questo elaborato focalizzeremo la nostra attenzione sulla performance della missione. Infatti, questo parametro può essere ben descritto dalla variazione complessiva di velocità e dall'impatto che possono avere le masse su ogni fase della missione, per questo l'algoritmo cercherà di minimizzare questi fattori impattando positivamente sui costi di missioni e il consumo di propellente, definendo il miglior orientamento possibile per l'orbita di parcheggio durante le fasi di cattura e di fuga. I calcoli sviluppati sono basati sul paper "Optimum Parking Orbit Orientation for a Three-Dimensional Capture-Escape Mission" riportato in bibliografia. Questo tipo di missione si basa sulle 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.

4.2 Definizioni degli input e degli output

L'algoritmo di ottimizzazione che tratteremo è riferito a tre fasi differenti delle missioni Sample Return e umane su Marte, cioè la fase di cattura, la selezione dell'orbita di parcheggio e la fase di fuga. Ognuna di queste fasi si trova all'interno della sfera di influenza marziana, di conseguenza considereremo solamente la forza gravitazionale esercitata da Marte sullo spacecraft. I dati di input utilizzati sono riportati di seguito:

- a : che rappresenta il semiasse maggiore dell'orbita di parcheggio.
- e : che rappresenta l'eccentricità dell'orbita di parcheggio.
- i : che rappresenta l'inclinazione dell'orbita di parcheggio.
- α_c, α_e : che rappresentano l'ascensione retta nella condizione di cattura e fuga.
- δ_c, δ_e : che rappresentano la declinazione nella condizione di cattura e di fuga.
- C_{3c}, C_{3e} : che rappresentano il livello energetico nella condizione di cattura e fuga.

Definiti tutti gli input del problema, l'algoritmo genererà dei risultati con lo scopo di minimizzare la variazione complessiva di velocità o la massa iniziale dello spacecraft, per far questo andrà ad incidere sulle variazioni di velocità e le posizioni delle singole manovre e sull'orientamento dell'orbita di parcheggio. Di conseguenza possiamo riportare le variabili che verranno ottimizzate e gli output ottenuti prima nel caso in cui minimizziamo il delta v totale e successivamente la massa iniziale:

- ρ_c, ρ_e : che rappresentano il vettore posizione di inserimento nella condizione di catture e fuga.
- Ω_c, Ω_e : che rappresentano l'ascensione retta del nodo ascendente nella condizione di cattura e fuga.
- ω_c, ω_e : che rappresentano l'argomento del periastro nella condizione di cattura e di fuga.
- e e $e/o r_p$: che rappresentano l'eccentricità dell'orbita di parcheggio e il vettore posizione che identifica il punto più vicino dell'orbita, il perigeo.

Ottimizzando queste variabili otterremo in output le tre variazioni di velocità minimizzate, cioè le due di cattura e fuga $\Delta V_c, \Delta V_e$ e quella complessiva ΔV . Nel caso in cui invece sia minimizzata la massa:

- ρ_c, ρ_e : che rappresentano il vettore della posizione di inserimento nella condizione di catture e fuga.
- Ω_c, Ω_e : che rappresentano l'ascensione retta del nodo ascendente nella condizione di cattura e fuga.
- ω_c, ω_e : che rappresentano l'argomento del periastro nella condizione di cattura e di fuga.
- e e $e/o r_p$: che rappresentano l'eccentricità dell'orbita di parcheggio e il vettore posizione che identifica il punto più vicino dell'orbita, il perigeo.

Ottimizzando queste variabili otterremo in output la massa iniziale m_i dello spacecraft minimizzata. Le assunzioni riportate nel paragrafo precedente descrivono il problema in funzione del tempo, quindi i dati di output possono variare dalle condizioni di cattura a quelle di fuga. Ciò accade nel caso in cui le perturbazioni dovute allo schiacciamento del pianeta non vengano trascurate. Nel caso opposto, l'orientamento dell'orbita di parcheggio non varia con il tempo, quindi l'ascensione retta del nodo ascendente e l'argomento del periastro coincidono per le condizioni di cattura e fuga

4.3 Sistemi di riferimento

A questo punto andiamo a identificare i sistemi di riferimento considerati. L'intera analisi che svolgeremo sarà all'interno della sfera di influenza marziana, nella quale considereremo due sistemi di riferimento inerziali (immagine 4.1):

- *Sistema di riferimento equatoriale di Marte*: come origine ha il centro di Marte, piano fondamentale 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, infine l'asse \hat{J} è costruito di conseguenza completando la terna.
- *Sistema di riferimento orbitale*: come origine ha il centro di Marte, piano fondamentale 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 infine l'asse $\hat{\eta}$ è costruito di conseguenza completando la terna.

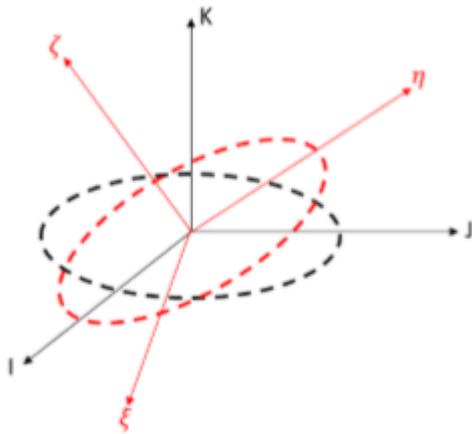


Immagine 4.1: sistemi di riferimento inerziali.

4.4 Procedimento di calcolo

A questo punto entriamo nel vivo del capitolo, andando a esporre e analizzare il procedimento di calcolo svolto per identificare i risultati riportati nel capitolo successivo. Per prima cosa definiamo le diverse fasi eseguite 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 varie fasi della missione.

Prima di analizzare ogni singola fase mostriamo l'immagine 4.2 rappresentante la geometria della finestra di lancio dell'orbita di parcheggio non complanare, molto importante per visualizzare vettori e angoli che andremo a definire.

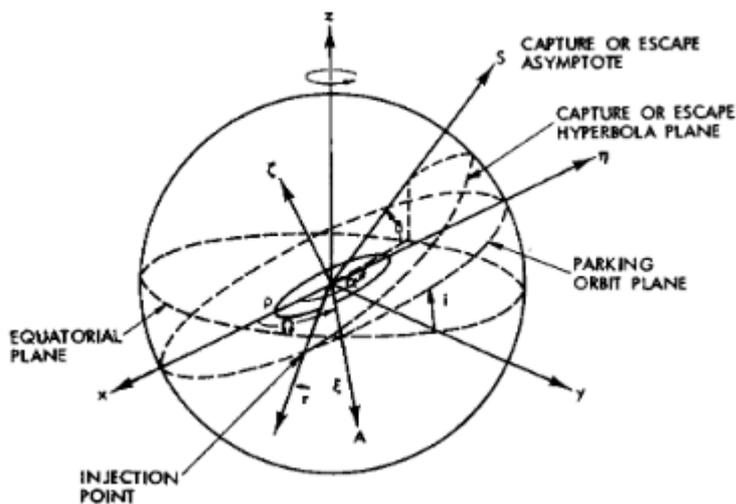


Immagine 4.2: geometria della finestra di lancio dell'orbita di parcheggio non complanare.

4.4.1 Definizione dell'orbita di parcheggio

Per prima cosa andremo a definire l'orbita di parcheggio, per far questo dovremo ricavare due parametri in particolare validi sia per la condizione di cattura che per quella di fuga. Questi due parametri sono il vettore posizione e il vettore velocità di inserimento dello spacecraft, questi vettori li andremo a definire nel sistema di riferimento $\hat{I}, \hat{J}, \hat{K}$ utilizzando matrici di rotazione. Definiamo il versore lungo la linea del nodo ascendente

$$\hat{A} = [-\Omega_c]_K \cdot [-i]_I \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

$$\text{Dove } [-\Omega_c]_K = \begin{bmatrix} \cos\Omega & -\sin\Omega & 0 \\ \sin\Omega & \cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ e } [-i]_I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix}$$

Per identificare il modulo del vettore posizione del satellite lungo l'orbita di parcheggio dobbiamo definire l'anomalia vera $v = 2 \cdot \pi + \rho_c - \omega_c$ (4.2) e utilizzare l'equazione della traiettoria $r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos v}$ (4.3). Detto ciò, per definire il vettore posizione, dobbiamo identificare prima la sua direzione con il versore \hat{r} utilizzando le matrici di rotazione:

$$\hat{r} = [-\Omega_c]_K \cdot [-i]_I \cdot [-\rho_c]_K \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

$$\text{Dove } [-\Omega_c]_K = \begin{bmatrix} \cos\Omega & -\sin\Omega & 0 \\ \sin\Omega & \cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, [-i]_I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix} \text{ e } [-\rho_c]_K = \begin{bmatrix} \cos\rho & -\sin\rho & 0 \\ \sin\rho & \cos\rho & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Di conseguenza il vettore posizione dello spacecraft può essere definito: $\vec{r} = r \cdot \hat{r}$ (4.5).

Identificato il vettore posizione, possiamo procedere con l'identificazione del vettore velocità. Per prima cosa dobbiamo definire il modulo della velocità tramite l'equazione di conservazione dell'energia meccanica e successivamente ricavare il suo versore per definire la sua direzione. Questo obiettivo possiamo raggiungerlo ricavando prima il flight path angle tramite il momento della quantità di moto.

$$V = \sqrt{\mu \cdot \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (4.6)$$

$$\begin{cases} \vec{h} = \vec{r} \times \vec{V} \rightarrow h = r \cdot V \cdot \sin\varphi \\ h = \sqrt{\mu \cdot a \cdot (1 - e^2)} \end{cases} \quad (4.7)$$

$$\varphi = \sin^{-1} \left(\frac{h}{r \cdot V} \right) \quad (4.8)$$

Prima di ricavare il vettore velocità dobbiamo fare delle considerazioni sul flight path angle, che saranno riportate nel codice di ottimizzazione. Come vediamo dalla formula 4.8 quest'angolo è ricavato dall'inverso della funzione seno, che è definita tra $[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$, ed è legato all'anomalia vera tramite queste espressioni:

$$\begin{cases} 0 \leq \varphi \leq \frac{\pi}{2} \text{ con } 0 \leq (\rho_c - \omega) \leq \pi \\ \frac{\pi}{2} < \varphi < \pi \text{ con } \pi < (\rho_c - \omega) < 2 \cdot \pi \end{cases} \quad (4.9)$$

Infine, possiamo ricavare le due espressioni del versore della velocità e il vettore velocità:

$$\hat{V} = [-\Omega_c]_K \cdot [-i]_I \cdot [-\rho_c]_K \cdot [-\varphi]_K \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

$$\text{Dove: } [-\Omega_c]_K = \begin{bmatrix} \cos\Omega & -\sin\Omega & 0 \\ \sin\Omega & \cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, [-i]_I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{bmatrix}, [-\rho_c]_K = \begin{bmatrix} \cos\rho & -\sin\rho & 0 \\ \sin\rho & \cos\rho & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ e}$$

$$[-\varphi]_K = \begin{bmatrix} \cos\varphi & -\sin\varphi & 0 \\ \sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\vec{V} = V \cdot \hat{V} \quad (4.11)$$

Abbiamo quindi definito i due parametri che desideravamo per l'orbita di parcheggio, a questo punto procediamo determinando le condizioni di cattura e fuga lungo le traiettorie iperboliche.

4.4.2 determinazione delle condizioni di cattura e fuga

All'interno di questo paragrafo, andremo a definire il procedimento numerico per ottenere le condizioni ottimali per le manovre di cattura e fuga, scegliendo opportunamente le traiettorie iperboliche che le generino e i punti migliori in cui avvengano gli impulsi. Questi punti verranno identificati in termini di posizione e velocità, di conseguenza definiremo le due velocità iperboliche per la manovra di cattura e di fuga. Tramite i dati di input (il livello energetico C_3 , l'ascensione retta dell'asintoto iperbolico α e la declinazione dell'asintoto iperbolico δ) conosciamo il vettore dell'eccesso iperbolico di velocità \vec{V}_∞ . Il livello energetico definisce il suo modulo, gli altri due il versore e quindi la direzione dell'asintoto iperbolico \hat{S} che possiamo andare a ricavare utilizzando due matrici di rotazione:

$$\hat{S} = [-\alpha]_K \cdot [\delta]_J \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

Dove:

$$[-\alpha]_K = \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, [\delta]_J = \begin{bmatrix} \cos\delta & 0 & \sin\delta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\delta & 0 & \cos\delta \end{bmatrix}$$

Cattura

Quando lo spacecraft entra nella sfera di influenza marziana si trova lungo una traiettoria iperbolica e, dopo aver generato un certo impulso, passa dalla traiettoria iperbolica a un'orbita ellittica, la quale rappresenta l'orbita di parcheggio. Per prima cosa andiamo a definire i due angoli β , i quali rappresentano gli angoli tra il vettore posizione (fissato) e l'asintoto iperbolico \hat{S} e vengono considerati positivi quando sono misurati nella direzione del moto lungo l'iperbole da \hat{S} a \hat{r} :

$$\beta_1 = \cos^{-1} \left(\frac{\hat{S} \cdot \hat{r}}{|\hat{S}| \cdot |\hat{r}|} \right) \quad (4.13)$$

$$\beta_2 = 2 \cdot \pi - \cos^{-1} \left(\frac{\hat{S} \cdot \hat{r}}{|\hat{S}| \cdot |\hat{r}|} \right) \quad (4.14)$$

Il fatto che vengano identificati due angoli diversi, sia per l'asintoto iperbolico di cattura che di fuga con il vettore posizione fissato, significa che possono essere costruite due iperboli con diversa eccentricità che soddisfino la direzione dell'asintoto iperbolico e il livello energetico. Definendo per entrambe il versore che identifica la direzione del momento della quantità di moto \widehat{W}_h , possiamo esprimere i due tipi di moti che le caratterizzano, una segue un moto diretto $\widehat{W}_h \cdot \widehat{K} > 0$ e l'altra un moto retrogrado $\widehat{W}_h \cdot \widehat{K} < 0$. A questo punto riportiamo la formulazione del versore del momento della quantità di moto:

$$\widehat{W}_h = \frac{\hat{s} \times \hat{r}}{\sin\beta} \quad (4.15)$$

Detto ciò, è importante andare a definire l'orientamento delle due iperboli identificate, per far questo dovremo ricavare l'anomalia vera e la posizione del perigeo dell'iperbole, di conseguenza ricaveremo in un primo momento la tangente di ϕ_A , angolo tra il perigeo e l'asintoto iperbolico, poi l'eccentricità delle iperboli e_h infine ricaveremo il valore di ϕ_A :

$$\sigma = \frac{c_3 \cdot r}{2 \cdot \mu} \quad (4.16)$$

$$\tan\phi_A = \sigma \cdot \sin\beta + \sqrt{(1 + \sigma)^2 - (1 + \sigma \cdot \cos\beta)^2} \quad (4.17)$$

$$e_h = \sqrt{\tan^2\phi_A + 1} \quad (4.18)$$

$$\phi_A = \cos^{-1}\left(-\frac{1}{e_h}\right) \quad (4.19)$$

Dato che, l'inverso della funzione tangente è definito tra $[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$ e β è definito tra 0 e 2π , risulta necessario verificare il valore di ϕ_A ribaltando l'equazione 4.17, detto ciò possiamo ricavare a questo punto l'anomalia vera, definita come l'angolo tra il vettore posizione del satellite e il periastrò:

$$v_{hyp} = \phi_A - \beta \quad (4.20)$$

Da qui possiamo andare a ricavare il vettore velocità $\vec{V}_h = V_h \cdot \hat{V}_h$ (4.21): dobbiamo ricavarci il suo modulo e il versore che ne definisce la direzione. Per il primo basterà utilizzare l'equazione di conservazione

dell'energia meccanica $V_h = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{r} + C_3}$ (4.22), per il secondo dobbiamo introdurre il flight path angle $\hat{V}_h = \hat{r} \cdot \cos\varphi_h + (\widehat{W}_h \times \hat{r}) \cdot \sin\varphi_h$ (4.23). Dobbiamo a questo punto ricavare il valore di quest'angolo utilizzando il momento della quantità di moto:

$$\begin{cases} \vec{h}_h = \vec{r} \times \vec{V}_h \rightarrow h = r \cdot V_h \cdot \sin\varphi_h \cdot \widehat{W}_h \\ h_h = \mu \cdot \frac{\sqrt{e_h^2 - 1}}{c_3} \end{cases} \quad (4.24)$$

$$\varphi_h = \sin^{-1}\left(\frac{h_h}{r \cdot V_h}\right) \quad (4.25)$$

Come nel caso precedente bisogna fare delle considerazioni riguardo quest'angolo, che verranno riportate nel codice:

$$\begin{cases} 0 \leq \varphi_h \leq \frac{\pi}{2} \text{ con } 0 \leq (v_{hyp}) \leq \pi \\ \frac{\pi}{2} < \varphi_h < \pi \text{ con } \pi < (v_{hyp}) < 2 \cdot \pi \end{cases} \quad (4.26)$$

Infine, può essere compiuta una verifica riguardo il vettore posizione, l'intero processo di calcolo è corretto nel caso in cui il vettore posizione dell'iperbole coincide con quello dell'orbita di parcheggio, quando la manovra di cattura è eseguita. Di conseguenza il risultato dell'equazione 4.3 deve coincidere con quello della seguente funzione:

$$r_h = \frac{a_h \cdot (e^2 - 1)}{1 + e_h \cdot \cos v_{hyp}} \quad (4.27) \text{ dove il semiasse maggiore vale: } a_h = \frac{\mu}{c_3} \quad (4.28)$$

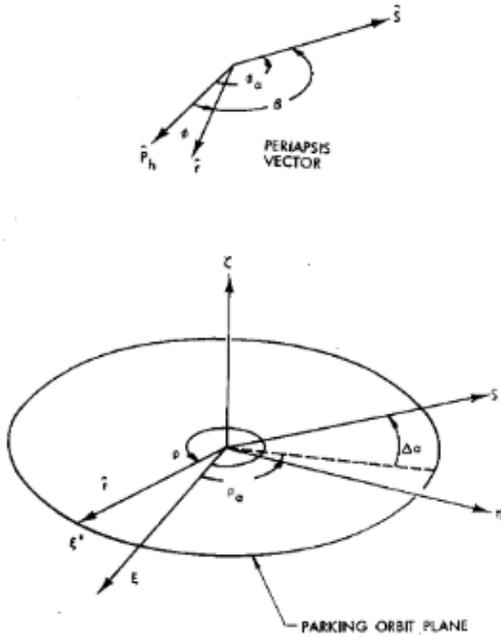


Immagine 4.3: geometria dell'asintoto iperbolico e del piano dell'orbita di parcheggio.

Fuga

Durante la manovra di fuga viene generato un impulso quantificabile in termini di variazione di velocità, che permette al satellite di abbandonare l'orbita di parcheggio e ritornare su una traiettoria iperbolica, per lasciare Marte e tornare sulla Terra con i campioni. Come nel caso della cattura, cercheremo di ottimizzare questa manovra identificando la migliore traiettoria iperbolica possibile e quindi il punto migliore in cui generare l'impulso in termini di posizione e velocità, ma a differenza di prima alcune convenzioni cambieranno. Definiamo i due angoli β che mostreranno la presenza di due possibili iperboli di fuga, caratterizzate da due diversi valori di eccentricità. Riportiamo di seguito le rispettive formulazioni di questi due angoli e diciamo che vengono considerati positivi quando sono misurati nella direzione del moto lungo l'iperbole da \hat{r} a \hat{S} :

$$\beta_1 = \cos^{-1} \left(\frac{\hat{r} \cdot \hat{S}}{|\hat{r}| |\hat{S}|} \right) \quad (4.30)$$

$$\beta_2 = 2 \cdot \pi - \cos^{-1} \left(\frac{\hat{r} \cdot \hat{S}}{|\hat{r}| |\hat{S}|} \right) \quad (4.31)$$

Le due iperboli identificate seguono una un moto retrogrado e l'altra un moto diretto, definito dal versore del momento della quantità di moto riportato di seguito:

$$\widehat{W}_h = \frac{\hat{r} \times \hat{S}}{\sin \beta} \quad (4.32)$$

A questo punto esattamente come nel caso di cattura andremo a ricavarci ϕ_A , e_h e v_{hyp} per definirne l'orientamento:

$$\sigma = \frac{c_3 \cdot r}{2 \cdot \mu} \quad (4.33)$$

$$\tan \phi_A = -\sigma \cdot \sin \beta - \sqrt{(1 + \sigma)^2 - (1 + \sigma \cdot \cos \beta)^2} \quad (4.34)$$

$$e_h = \sqrt{\tan^2 \phi_A + 1} \quad (4.35)$$

$$\Phi_A = \cos^{-1}\left(-\frac{1}{e_h}\right) \quad (4.36)$$

$$v_{hyp} = \Phi_A - \beta \quad (4.37)$$

Infine, per andare a ricavare il vettore velocità, basterà utilizzare le stesse formulazioni della sezione precedente sulla cattura:

$$\vec{V}_h = V_h \cdot \hat{V}_h \quad (4.38)$$

$$V_h = \sqrt{\frac{2 \cdot \mu}{r} + C_3} \quad (4.39)$$

$$\hat{V}_h = \hat{r} \cdot \cos\varphi_h + (\hat{W}_h \times \hat{r}) \cdot \sin\varphi_h \quad (4.40)$$

$$\begin{cases} \vec{h}_h = \vec{r} \times \vec{V}_h \rightarrow h = r \cdot V_h \cdot \sin\varphi_h \cdot \hat{W}_h \\ h_h = \mu \cdot \frac{\sqrt{e_h^2 - 1}}{C_3} \end{cases} \quad (4.41)$$

$$\varphi_h = \sin^{-1}\left(\frac{h_h}{r \cdot V_h}\right) \quad (4.42)$$

$$\begin{cases} 0 \leq \varphi_h \leq \frac{\pi}{2} \text{ con } 0 \leq (v_{hyp}) \leq \pi \\ \frac{\pi}{2} < \varphi_h < \pi \text{ con } \pi < (v_{hyp}) < 2 \cdot \pi \end{cases} \quad (4.43)$$

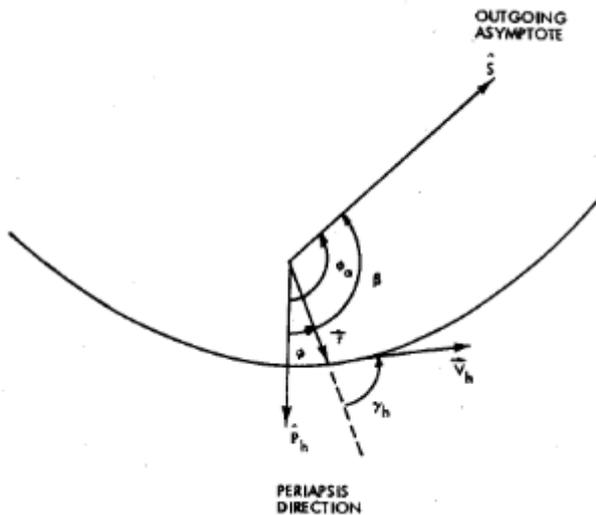


Immagine 4.4: geometria iperboli di fuga.

4.4.3 Definizione delle perturbazioni dovute a J_2

All'interno di questa sezione, andremo a trattare il problema di ottimizzazione nel caso in cui le perturbazioni, dovute allo schiacciamento del pianeta, non vengano trascurate. Quindi l'orientamento dell'orbita di parcheggio cambia nel tempo tra le manovre di cattura e fuga, in particolare, rispetto al caso in cui vengano trascurate, l'ascensione retta del nodo ascendente e l'argomento del periastro non coincidono più per le condizioni di cattura e fuga. Sono proprio questi due parametri che sono particolarmente interessati

dagli effetti dovuti alle perturbazioni generate da J_2 e di conseguenza si modificano nella fase di fuga non coincidendo più con quelli del caso di cattura, cambiando l'orientamento dell'orbita di parcheggio. Riportiamo le formulazioni che mostrano la variazione dell'ascensione retta del nodo ascendente e l'argomento del periastro:

$$\Delta\omega = \frac{3}{2} \cdot J_2 \cdot \tau \cdot \left(\frac{R_{mars}}{p_{orbit}}\right)^2 \cdot \left(2 - \frac{5}{2} \cdot \sin^2 i\right) \quad (4.44)$$

$$\Delta\Omega = -\frac{3}{2} \cdot J_2 \cdot \tau \cdot \left(\frac{R_{mars}}{p_{orbit}}\right)^2 \cdot \cos i \quad (4.45)$$

Dove: $\tau = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$, $p_{orbit} = a \cdot (1 - e^2)$, $J_2 = 1.9595 \cdot 10^{-3}$, $\mu = 42828 \frac{km^3}{s^2}$, $R_{mars} = 3400 km$

Detto questo l'ascensione retta del nodo ascendente e l'argomento del periastro nel caso di fuga diventano questi:

$$\omega_e = \omega_c + \Delta\omega \cdot t \quad (4.46)$$

$$\Omega_e = \Omega_c + \Delta\Omega \cdot t \quad (4.47)$$

Dove t rappresenta la durata della missione in secondi.

4.4.4 Determinazione della variazione di velocità complessiva

Come avevamo visto nelle assunzioni ad inizio capitolo, il delta v complessivo è rappresentato come la somma di due contributi, uno è riferito alle manovre di cattura e l'altro è riferito alle manovre di fuga. Come sappiamo l'obiettivo del codice è quello di andare a minimizzare tutte e tre questi contributi, quindi è opportuno andare a esprimere le equazioni utilizzate per calcolare i due contributi di cattura e fuga, per capire il costo di ogni singola manovra effettuata:

$$\Delta V_c = \sqrt{V_{hc}^2 + V_c^2 - 2 \cdot V_c \cdot V_{hc} \cdot (\widehat{V}_c \cdot \widehat{V}_{hc})} \quad (4.48)$$

$$\Delta V_e = \sqrt{V_{he}^2 + V_e^2 - 2 \cdot V_e \cdot V_{he} \cdot (\widehat{V}_e \cdot \widehat{V}_{he})} \quad (4.49)$$

$$\Delta V_{tot} = \Delta V_e + \Delta V_c \quad (4.50)$$

Come possiamo osservare durante le due fasi di cattura e fuga i contributi per le due variazioni di velocità sono la velocità dell'orbita di parcheggio e la velocità iperbolica, che avevamo ricavato nelle sezioni precedenti, di conseguenza l'obiettivo risulta andare a minimizzare questi contributi, ottenendo un delta v complessivo più basso possibile con una conseguente riduzione dei costi e risparmio sul propellente.

4.4.5 Determinazione delle masse durante le varie fasi della missione

All'interno di questa sezione riporteremo i calcoli eseguiti per ricavare le masse durante le diverse fasi della missione, quindi ricaveremo la massa iniziale m_i , la massa di carico utile m_u e la massa di propellente m_p sia per fase di arrivo, di ritorno di ascesa e discesa.

Ascesa

Durante questa fase il satellite passa dalla superficie marziana all'orbita di parcheggio tramite una trasferta di Hohmann, dovremo considerare due impulsi differenti: il primo per raggiungere la superficie marziana durante la discesa e il secondo necessario per raggiungere il perigeo dell'orbita di parcheggio tramite la

trasferta di Hohmann. Successivamente per ricavare la $m_{i\ ascesa}$ utilizzeremo l'equazione Rocket. I dati che conosciamo di input sono: $a = 20411\ km$, $e = 0.82$, $r_0 = 3389.5\ km$, $c = 4.5\ \frac{km}{s}$, $m_{u\ ascesa} = 8t$.

Di seguito sono riportati i calcoli eseguiti:

$$r_p = a \cdot (1 - e) \quad (4.51)$$

$$Eg = -\frac{\mu}{2 \cdot a} \quad (4.52)$$

$$V_0 = \sqrt{2 \cdot \left(Eg + \frac{\mu}{r_0} \right)} \quad (4.53)$$

$$V_1 = \sqrt{2 \cdot \left(Eg + \frac{\mu}{r_p} \right)} \quad (4.54)$$

$$a_1 = \frac{r_p + r_0}{2} \quad (4.55)$$

$$Eg_1 = -\frac{\mu}{2 \cdot a_1} \quad (4.56)$$

$$V_2 = \sqrt{2 \cdot \left(Eg_1 + \frac{\mu}{r_p} \right)} \quad (4.57)$$

$$\Delta V_1 = V_1 - V_2 \quad (4.58)$$

$$\Delta V_{ascesa} = 1.1 \cdot V_0 + \Delta V_1 \quad (4.59)$$

$$m_{i\ ascesa} = \frac{m_{u\ ascesa}}{\left(e^{-\frac{\Delta V}{c}} - 0.1 + 0.1 \cdot e^{-\frac{\Delta V}{c}} \right)} \quad (4.60)$$

$$m_{i\ ascesa} = m_{u\ ascesa} + m_{p\ ascesa} + m_{s\ ascesa} \quad (4.61)$$

$$\text{Dato che: } m_{s\ ascesa} = 0.1 \cdot m_{p\ ascesa} \quad (4.62)$$

$$m_{p\ ascesa} = \frac{m_{i\ ascesa} - m_{u\ ascesa}}{1 + 0.1} \quad (4.63)$$

Discesa

Durante questa fase considereremo un modello con un unico impulso, dove il satellite passerà dall'orbita di parcheggio alla superficie marziana. Per ottenere la variazione di velocità durante questa manovra dovremo conoscere la componente di velocità al perigeo dell'orbita di parcheggio e all'apogeo della trasferta di Hohmann con semiasse maggiore pari a $a = \frac{r_p + r_0}{2}$. Calcolata la variazione di velocità calcoleremo le masse esattamente come nel caso precedente, con l'equazione Rocket ricaveremo $m_{i\ discesa}$, sapendo che $m_{u\ discesa} = m_{i\ ascesa} + 70\ t$:

$$a_1 = \frac{r_p + r_0}{2} \quad (4.64)$$

$$Eg_1 = -\frac{\mu}{2 \cdot a_1} \quad (4.65)$$

$$V_{inizio\ discesa} = \sqrt{2 \cdot \left(Eg_1 + \frac{\mu}{r_p} \right)} \quad (4.66)$$

$$\Delta V_{discesa} = V_1 - V_{inizio\ discesa} \quad (4.67)$$

$$m_{i \text{ discesa}} = \frac{m_{u \text{ discesa}}}{\left(e^{-\frac{\Delta V}{c}} - 0.1 + 0.1 \cdot e^{-\frac{\Delta V}{c}} \right)} \quad (4.68)$$

$$m_{i \text{ discesa}} = m_{u \text{ discesa}} + m_{p \text{ discesa}} + m_{s \text{ discesa}} \quad (4.69)$$

$$\text{Dato che: } m_{s \text{ discesa}} = 0.1 \cdot m_{p \text{ discesa}} \quad (4.70)$$

$$m_{p \text{ discesa}} = \frac{m_{i \text{ discesa}} - m_{u \text{ discesa}}}{1 + 0.1} \quad (4.71)$$

Ritorno

Questa rappresenta la fase per uscire dalla sfera di influenza marziana e di conseguenza il passaggio dall'orbita di parcheggio alla traiettoria iperbolica. Per quanto riguarda la variazione di velocità in questa fase, basterà considerare il ΔV_e della precedente sezione e ricavare successivamente le masse, partendo dalla $m_{i \text{ ritorno}}$ attraverso l'equazione Rocket, considerando $m_{u \text{ ritorno}} = 30 \text{ t}$:

$$m_{i \text{ ritorno}} = \frac{m_{u \text{ ritorno}}}{\left(e^{-\frac{\Delta V}{c}} - 0.1 + 0.1 \cdot e^{-\frac{\Delta V}{c}} \right)} \quad (4.72)$$

$$m_{i \text{ ritorno}} = m_{u \text{ ritorno}} + m_{p \text{ ritorno}} + m_{s \text{ ritorno}} \quad (4.73)$$

$$\text{Dato che: } m_{s \text{ ritorno}} = 0.1 \cdot m_{p \text{ ritorno}} \quad (4.74)$$

$$m_{p \text{ ritorno}} = \frac{m_{i \text{ ritorno}} - m_{u \text{ ritorno}}}{1 + 0.1} \quad (4.75)$$

Arrivo

Questa rappresenta la fase per entrare all'interno della sfera di influenza marziana e di conseguenza il passaggio dalla traiettoria iperbolica all'orbita di parcheggio. Per quanto riguarda la variazione di velocità in questa fase, basterà considerare il ΔV_c della precedente sezione e ricavare successivamente le masse, partendo dalla $m_{i \text{ arrivo}}$ attraverso l'equazione Rocket, considerando $m_{u \text{ arrivo}} = m_{i \text{ ritorno}} + m_{i \text{ discesa}}$:

$$m_{i \text{ arrivo}} = \frac{m_{u \text{ arrivo}}}{\left(e^{-\frac{\Delta V}{c}} - 0.1 + 0.1 \cdot e^{-\frac{\Delta V}{c}} \right)} \quad (4.76)$$

$$m_{i \text{ arrivo}} = m_{u \text{ arrivo}} + m_{p \text{ arrivo}} + m_{s \text{ arrivo}} \quad (4.77)$$

$$\text{Dato che: } m_{s \text{ arrivo}} = 0.1 \cdot m_{p \text{ arrivo}} \quad (4.78)$$

$$m_{p \text{ arrivo}} = \frac{m_{i \text{ arrivo}} - m_{u \text{ arrivo}}}{1 + 0.1} \quad (4.79).$$

4.5 L'algoritmo genetico

Come abbiamo già ampiamente trattato nei capitoli precedenti, il problema di ottimizzazione mostrato in dettaglio può essere risolto utilizzando il toolbox di ottimizzazione di MATLAB. Questo toolbox offre un diverso risolutore per ottimizzare le variabili di una determinata funzione obiettivo e quindi per minimizzare la stessa funzione, cioè il solutore di algoritmo genetico utilizzato per ottimizzare sia il delta v complessivo che la massa iniziale dello spacecraft. Per ottenere questo obiettivo, vengono ottimizzate una serie di variabili: l'argomento del periastro dell'orbita di parcheggio ω , l'ascensione retta del nodo ascendente dell'orbita di parcheggio Ω , il vettore posizione di inserimento nella condizione di cattura e fuga ρ_c, ρ_e , e

l'eccentricità o r_p . Tutti questi parametri rappresentano le variabili di input dell'algoritmo, invece la funzione obiettivo viene rappresentata dalla seguente sintassi:

```
function [M_TOTAL]=optim_outplane(vari)
```

```
function [DV_TOTAL]=optim_outplane(vari)
```

Dove: M_TOTAL e DV_TOTAL rappresentano il parametro da ottimizzare, optim_outplane è il nome della funzione obiettivo, vari è il vettore che contiene le variabili del problema.

Infine, mostriamo la sintassi dell'algoritmo genetico:

```
[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 che contiene i valori migliori identificati da ga durante le sue iterazioni, 5 rappresentano il numero delle variabili ottimizzate, M_TOTAL, DeltaV sono i valori della funzione obiettivo nella soluzione OptPar, LB,UB rappresentano il limite inferiore ([0 0 0 0]) e superiore ([2π 2π 2π 2π 2π]) delle variabili infine options contiene i parametri di ottimizzazione diversi da quelli predefiniti.

Capitolo 5

Risultati

All'interno di questo capitolo mostreremo e commenteremo i risultati relativi ai procedimenti di calcolo esposti nel capitolo precedente, in particolare considereremo tre diverse missioni progettate per effettuare i rispettivi lanci tra il 2037 e il 2045. In primo luogo, riportiamo i dati di ciascuna missione, considerando per ognuna di esse un'orbita di parcheggio ellittica (1 sol-parking orbit) 250x33793 km con semiasse maggiore pari a 20411 km, eccentricità pari a 0,82 e r_p pari a 3639,5 km:

- Lancio nel 2037 con arrivo su Marte 2/8/2038 e partenza da Marte il 23/7/2039

FASE	ALFA	DELTA	C3	V_∞	STAY TIME
CAPTURE	19.4°	38.7°	7.778521 km ² /s ²	2.789 km/s	352.8 days
ESCAPE	-124.1°	8.7°	9.591409 km ² /s ²	3.097 km/s	352.8 days

- Lancio nel 2041 con arrivo su Marte 27/7/2042 e partenza da Marte il 31/7/2043

FASE	ALFA	DELTA	C3	V_∞	STAY TIME
CAPTURE	113.8°	-1.7°	8.5264 km ² /s ²	2.920 km/s	368.7 days
ESCAPE	-53.5°	5.3°	6.105841 km ² /s ²	2.471 km/s	368.7 days

- Lancio nel 2045 con arrivo su Marte il 6/10/2046 e partenza da Marte il 29/1/2048

FASE	ALFA	DELTA	C3	V_∞	STAY TIME
CAPTURE	162.9°	-34°	11.115556 km ² /s ²	3.334 km/s	480 days
ESCAPE	34.3°	31.6°	7.601049 km ² /s ²	2.757 km/s	480 days

Riportati a questo punto i dati nel codice di calcolo in MATLAB, procederemo ottimizzando l'orbita di parcheggio minimizzando prima la variazione di velocità necessaria per effettuare l'intera missione e successivamente la massa iniziale dello spacecraft e riporteremo e analizzeremo i risultati ottenuti in termini di massa per le diverse fasi missione: andata, ritorno, ascesa e discesa. Per minimizzare la variazione di velocità e la massa iniziale l'algoritmo ottimizzerà cinque variabili:

- L'ascensione retta del nodo ascendente Ω
- L'argomento del periastro ω
- Il vettore posizione di inserimento nella condizione di cattura nell'orbita di parcheggio ρ_c
- Il vettore posizione di inserimento nella condizione di fuga nell'orbita di parcheggio ρ_e
- L'eccentricità e/o r_p

Prima di riportare le tabelle raffiguranti i risultati in termini di massa per le diverse fasi della missione, dobbiamo considerare il paper NASA/SP-2009-566-ADD "Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0", grazie al quale abbiamo definito alcune assunzioni. All'interno di questo paper viene analizzata una missione umana su Marte progettata per lanciare due moduli cargo e uno crew, più precisamente i due moduli cargo saranno lanciati circa due anni prima di quello crew. Durante la fase di progettazione vengono definiti alcuni parametri che utilizzeremo per il calcolo completo delle masse durante le diverse fasi della missione. In particolare, viene considerato un impulso specifico di circa 450 s utilizzando LOX LH2, come payload per il ritorno un trans-hub di circa 40 t, per l'arrivo a Marte viene

considerata una massa di carico utile pari a circa 250 t (100 t ogni cargo, 50 t il crew), per la fase di ascesa viene considerato un Mars Ascent Vehicle con una massa iniziale di 40 t e per quella di discesa una massa di carico utile pari a 110 t. Di conseguenza, per le nostre tre missioni abbiamo fissato:

- Una velocità efficace di scarico $c=4.5$ km/s.
- Una massa di carico utile per il ritorno pari a 30 t.
- Una massa di carico utile per la fase di ascesa di 8 t.
- Una massa di carico utile per la fase di discesa $m_{u\ discesa} = m_{i\ ascesa} + 70$ t.
- Una massa di carico utile per l'arrivo $m_{u\ arrivo} = m_{i\ ritorno} + m_{i\ discesa}$.

Grazie a queste assunzioni abbiamo ottenuti dei risultati per le masse nelle diverse fasi della missione avvicinabili a quelli del paper. Li riportiamo nelle seguenti tabelle:

Tabelle dei risultati minimizzando prima la variazione di velocità e successivamente la massa iniziale della missione con lancio nel 2037

FASE	DELTA V	C	MU	MI	MP	DELTA V OTTIMIZZATO
ASCESA	6.5565 km/s	4.5 km/s	8 t	51.2068 t	39.2789 t	3.24702 km/s
DISCESA	1.2613 km/s	4.5 km/s	121.2068 t	165.7814 t	40.5223 t	M TOTAL
ARRIVO	2.1065 km/s	4.5 km/s	205.5835 t	349.1538 t	130.5185 t	349.1538 t
RITORNO	1.1405 km/s	4.5 km/s	30 t	39.8021 t	8.9110 t	

FASE	DELTA V	C	MU	MI	MP	M TOTAL OTTIMIZZATA
ASCESA	6.5565 km/s	4.5 km/s	8 t	51.2068 t	39.2789 t	347.031 t
DISCESA	1.2613 km/s	4.5 km/s	121.2068 t	165.7814 t	40.5223 t	DELTA V TOTAL
ARRIVO	2.0591 km/s	4.5 km/s	206.8668 t	347.031 t	127.4225 t	3.3254 km/s
RITORNO	1.2664 km/s	4.5 km/s	30 t	41.0854 t	10.0776 t	

- Tabelle dei risultati minimizzando prima la variazione di velocità e successivamente la massa iniziale della missione con lancio nel 2041

FASE	DELTA V	C	MU	MI	MP	DELTA V OTTIMIZZATO
ASCESA	6.5565 km/s	4.5 km/s	8 t	51.2068 t	39.2789 t	1.98419 km/s
DISCESA	1.2613 km/s	4.5 km/s	121.2068 t	165.7814 t	40.5223 t	M TOTAL
ARRIVO	1.0456 km/s	4.5 km/s	203.6160 t	263.7782 t	54.6929 t	263.7748 t
RITORNO	0.9385 km/s	4.5 km/s	30 t	37.8347 t	7.1224 t	

FASE	DELTA V	C	MU	MI	MP	M TOTAL OTTIMIZZATA
ASCESA	6.5565 km/s	4.5 km/s	8 t	51.2068 t	39.2789 t	263.463 t
DISCESA	1.2613 km/s	4.5 km/s	121.2068 t	165.7814 t	40.5223 t	DELTA V TOTAL
ARRIVO	1.0378 km/s	4.5 km/s	203.7742 t	263.463 t	54.2624 t	1.9930 km/s
RITORNO	0.9552 km/s	4.5 km/s	30 t	37.9928 t	7.2662 t	

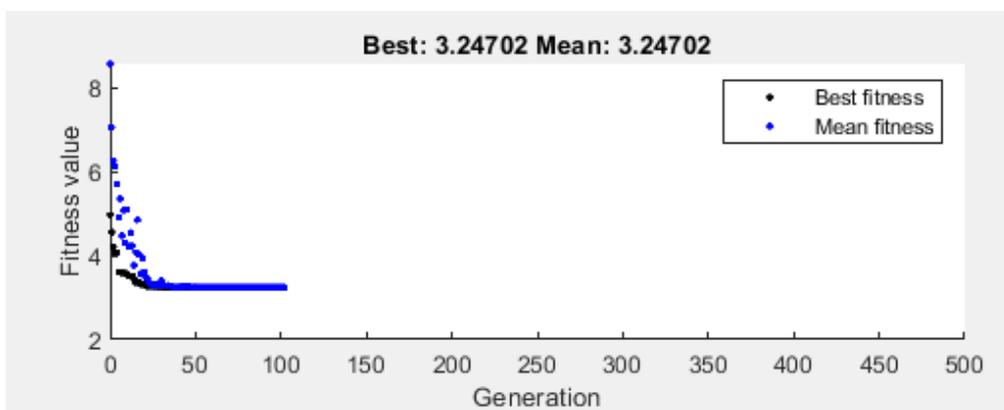
- Tabelle dei risultati minimizzando prima la variazione di velocità e successivamente la massa iniziale della missione con lancio nel 2045

FASE	DELTAV	C	MU	MI	MP	DELTA V OTTIMIZZATO
ASCESA	6.5565 km/s	4.5 km/s	8 t	51.2068 t	39.2789 t	4.23371 km/s
DISCESA	1.2613 km/s	4.5 km/s	121.2068 t	165.7814 t	40.5223 t	M TOTAL
ARRIVO	2.32001 km/s	4.5 km/s	214.2503 t	384.7280 t	154.9797 t	384.7280 t
RITORNO	1.9137 km/s	4.5 km/s	30 t	48.4689 t	16.7899 t	

FASE	DELTAV	C	MU	MI	MP	M TOTAL OTTIMIZZATA
ASCESA	6.5565 km/s	4.5 km/s	8 t	51.2068 t	39.2789 t	378.527 t
DISCESA	1.2613 km/s	4.5 km/s	121.2068 t	165.7814 t	40.5223 t	DELTA V TOTAL
ARRIVO	2.2083 km/s	4.5 km/s	217.0433 t	378.527 t	146.8038 t	4.3382 km/s
RITORNO	2.1299 km/s	4.5 km/s	30 t	51.2619 t	19.3290 t	

A questo punto procediamo con l'analisi dei risultati riportati nelle tabelle sovrastanti: in primo luogo in ognuna delle tre diverse missioni il codice di calcolo quando andiamo a minimizzare la massa iniziale tende a ridurre il delta v di arrivo e aumentare il delta v di ritorno rispetto al caso in cui minimizziamo la variazione di velocità complessiva, questo con lo scopo proprio di ridurre la massa iniziale dello spacecraft, portando anche a un aumento di poche tonnellate della massa di carico utile mu all'arrivo e della massa iniziale mi per il ritorno. Per quanto riguarda invece le fasi di ascesa e di discesa i valori restano gli stessi per tutte e tre le missioni, questo perché sono strettamente dipendenti dai parametri geometrici dell'orbita di parcheggio (semiasse maggiore, eccentricità e r_p). Infatti, abbiamo definito proprio all'inizio del capitolo che avremmo utilizzato un'orbita di parcheggio con gli stessi parametri per tutte e tre le missioni.

Infine, è importante verificare la velocità di calcolo e l'efficienza dell'algoritmo. La velocità dell'algoritmo possiamo visualizzarla dalle immagini 4.1, 4.2 e 4.3 in cui viene tracciata la fitness function rispetto al numero di generazioni. Il processo di calcolo generato dall'algoritmo raggiunge la convergenza in circa 70/100 generazioni, quando viene trovata la migliore soluzione e quindi il valore di precisione media e il migliore coincidono. Questo numero di generazioni è al di sotto del massimo cioè 500 di conseguenza la convergenza è stata molto rapida. Per queste ragioni possiamo considerare efficiente il lavoro svolto dall'algoritmo e adeguati i valori di masse ricavati durante le diverse fasi della missione.



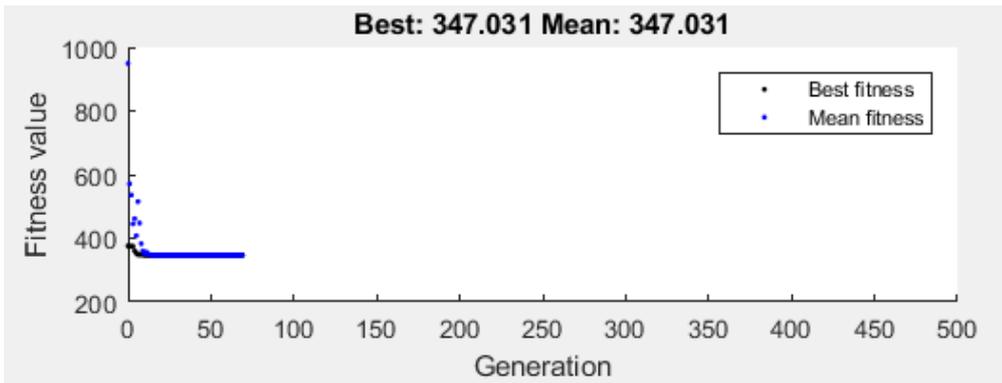


Immagine 4.1: traccia della fitness function rispetto al numero di generazioni della missione con lancio nel 2037 con minimizzazione della variazione di velocità e della massa iniziale dello spacecraft.

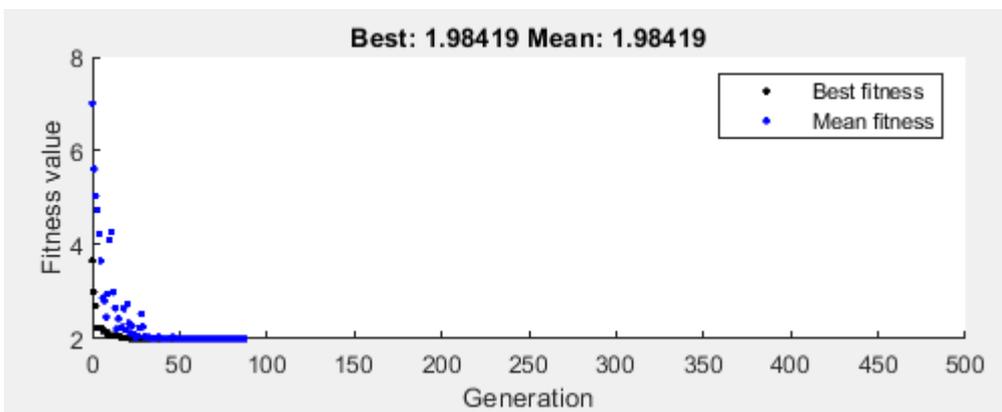


Immagine 4.2: traccia della fitness function rispetto al numero di generazioni della missione con lancio nel 2041 con minimizzazione della variazione di velocità e della massa iniziale dello spacecraft.

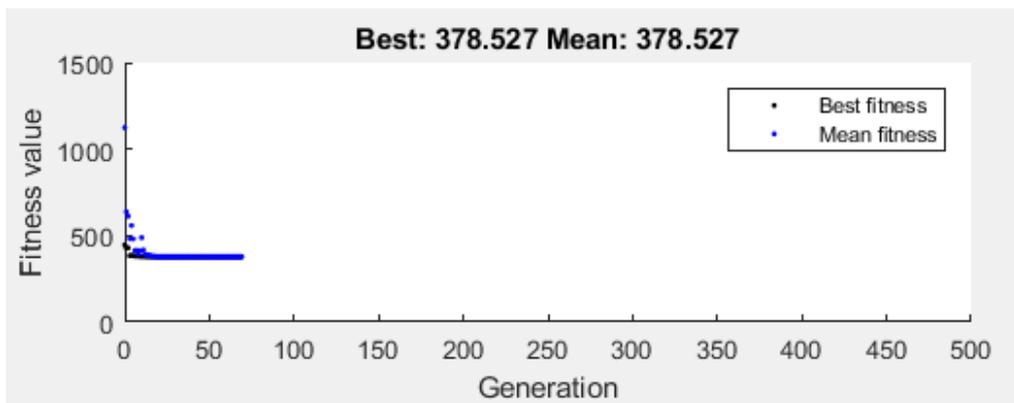
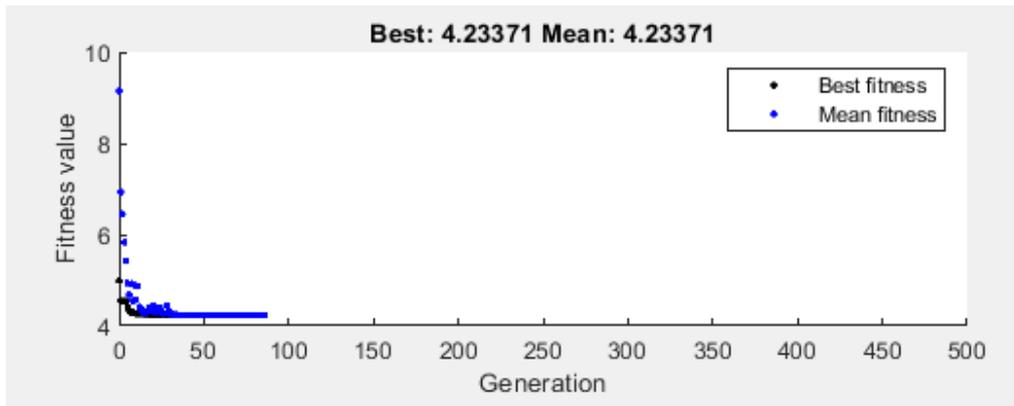


Immagine 4.3: traccia della fitness function rispetto al numero di generazioni della missione con lancio nel 2045 con minimizzazione della variazione di velocità e della massa iniziale dello spacecraft.

Per concludere il capitolo riguardante i risultati, mostriamo e analizziamo i grafici con l'orbita ellittica di parcheggio e le due traiettorie iperboliche svolte dal satellite durante la fase planetocentrica, per le tre diverse missioni analizzate all'interno di questo capitolo, ovviamente come già spiegato nel capitolo precedente a causa delle perturbazioni l'orbita di parcheggio cambierà orientamento nel tempo tra le manovre di cattura e di fuga, di conseguenza mostreremo quattro grafici per ogni missione: due con l'orientamento dell'orbita di parcheggio nella fase di cattura con minimizzazione della variazione della velocità e della massa iniziale e due nella fase di fuga con minimizzazione della variazione della velocità e della massa iniziale.

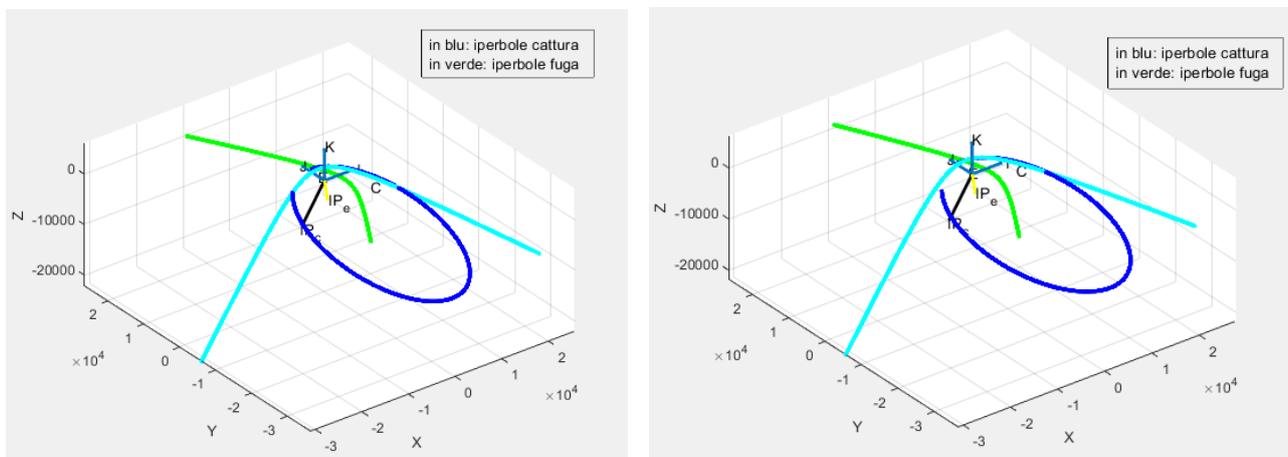


Immagine 4.4: grafici orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione con lancio nel 2037 minimizzando prima la variazione di velocità e successivamente la massa iniziale.

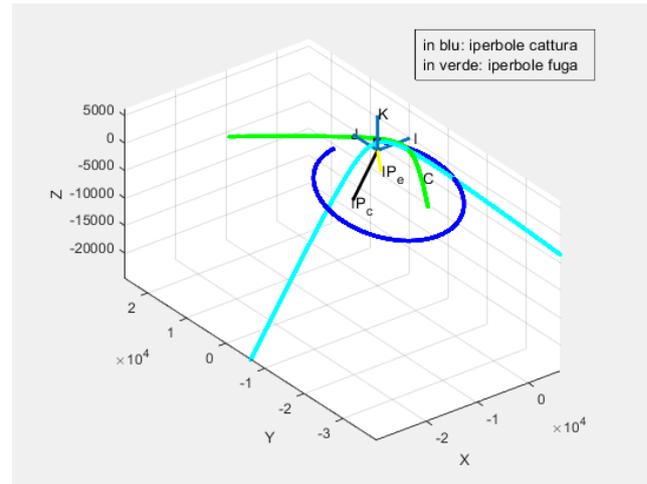
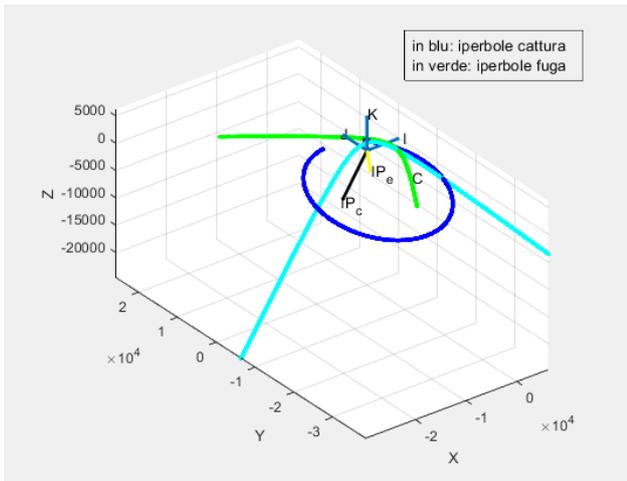


Immagine 4.5: grafici orbita ellittica con orientamento della fase di fuga e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione con lancio nel 2037 minimizzando prima la variazione di velocità e successivamente la massa iniziale.

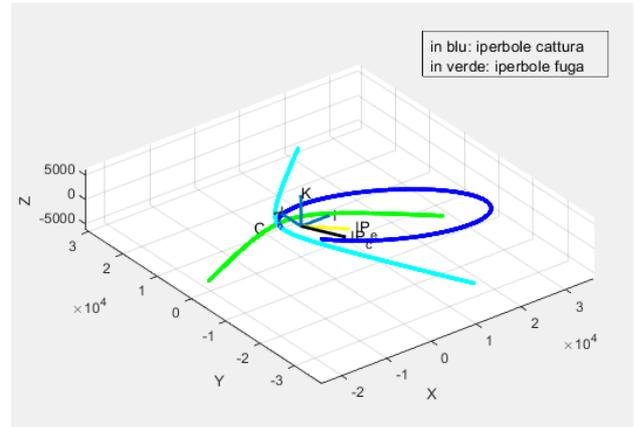
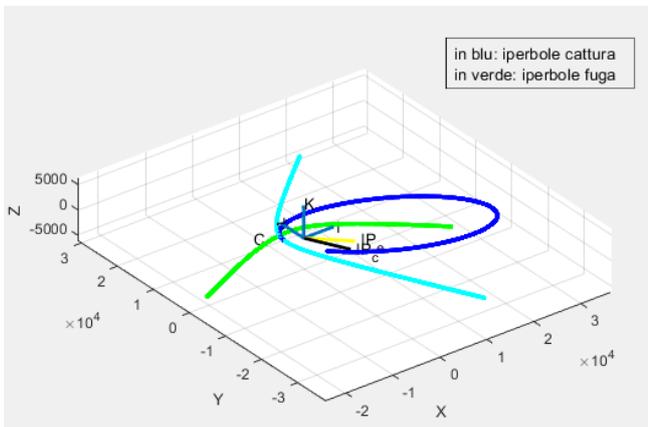


Immagine 4.6: grafici orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione con lancio nel 2041 minimizzando prima la variazione di velocità e successivamente la massa iniziale.

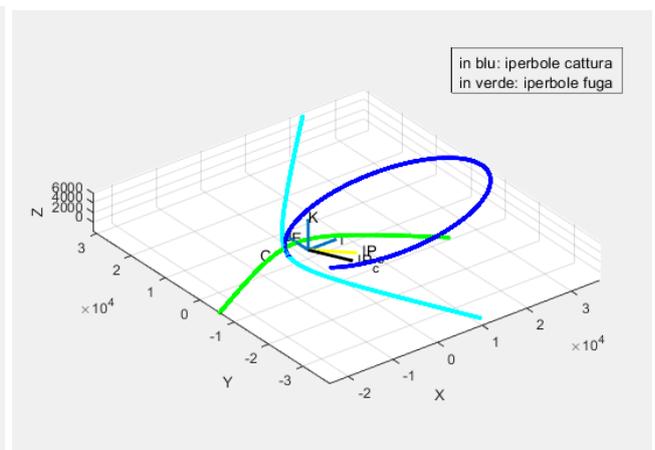
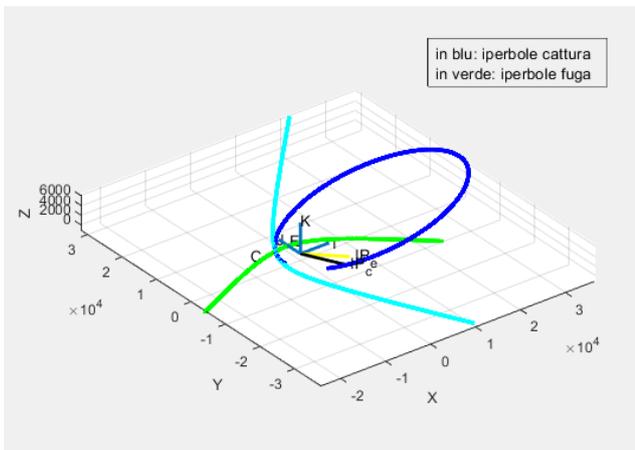


Immagine 4.7: grafici orbita ellittica con orientamento della fase di fuga e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione con lancio nel 2041 minimizzando prima la variazione di velocità e successivamente la massa iniziale.

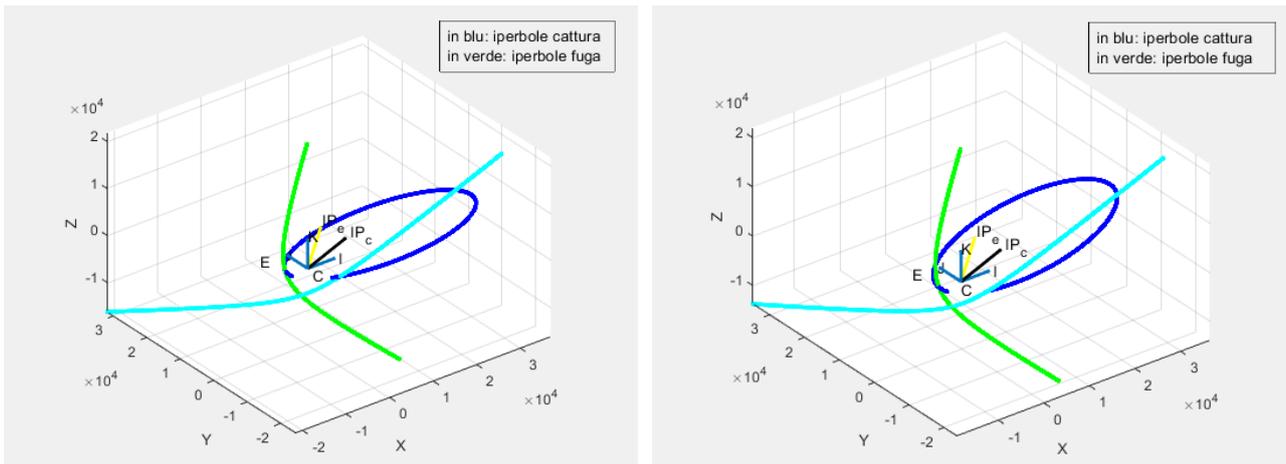


Immagine 4.8: grafici orbita ellittica con orientamento della fase di cattura e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione con lancio nel 2045 minimizzando prima la variazione di velocità e successivamente la massa iniziale.

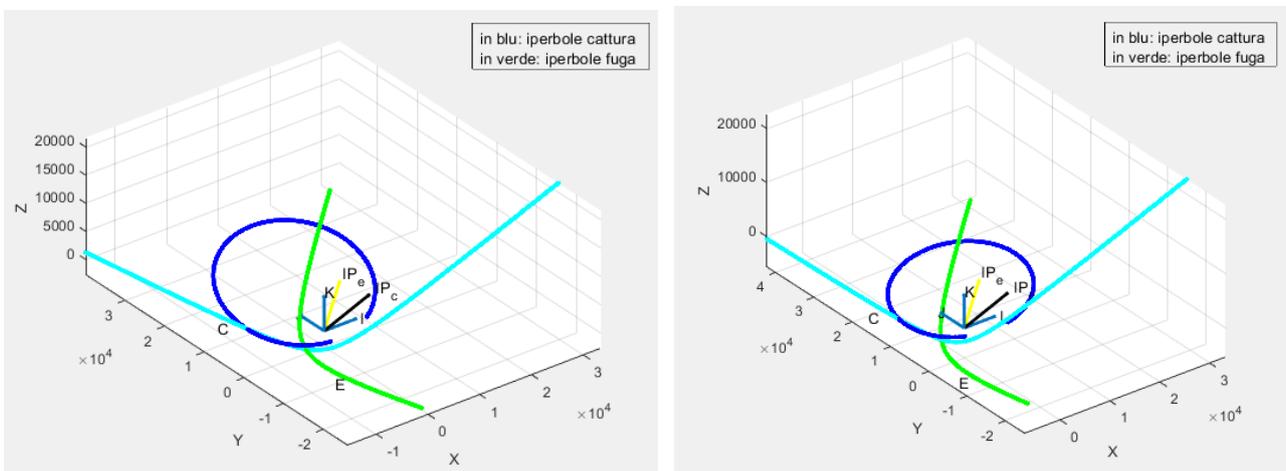


Immagine 4.9: grafici orbita ellittica con orientamento della fase di fuga e le due orbite iperboliche di cattura e fuga per la missione con lancio nel 2045 minimizzando prima la variazione di velocità e successivamente la massa iniziale.

Per riuscire a minimizzare il costo delle manovre di cattura e fuga per entrambe le ottimizzazioni considerate, il codice di calcolo quindi l'algoritmo genetico cercherà di rendere le due componenti di velocità, cioè la componente di velocità dell'orbita di parcheggio e la componente di velocità dell'orbita iperbolica nei punti in cui avvengono le manovre di cattura e fuga, il più possibili parallele, allo scopo di ridurre al minimo le perdite per disallineamento e di conseguenza minimizzare le variazioni di velocità delle singole manovre e il delta v complessivo dato dalla somma di questi due contributi. Quindi il codice cerca di generare le manovre di cattura e fuga in una posizione che permetta alle due componenti di velocità di essere il più possibili parallele tra di loro e di conseguenza parallele al delta v generato per effettuare la manovra. Nelle immagini successive (4.10, 4.11, 4.12), sono mostrate le due componenti di velocità per entrambe le manovre alternando le due diverse ottimizzazioni riferite alle tre missioni analizzate in questo capitolo. Un'altra importante osservazione che permette di ridurre i delta v delle due manovre e che è visibile nei grafici precedenti (4.4, 4.5, 4.6, 4.7, 4.8, 4.9), è che queste avvengono in punti non lontani dal perigeo dell'orbita ellittica, cioè il punto più veloce dell'orbita di parcheggio riducendo di molto il costo delle manovre stesse. A questo punto, andando a osservare i grafici che rappresentano l'orbita di parcheggio ellittica e le traiettorie iperboliche nella fase planetocentrica, possiamo confrontare graficamente le differenze dei due diversi approcci di ottimizzazione effettuati per definire il design delle traiettorie da

seguire e di conseguenza il miglior orientamento possibile per l'orbita di parcheggio. Come possiamo vedere nel caso in cui ottimizziamo la massa iniziale dello spacecraft, otteniamo un costo della manovra di cattura inferiore rispetto al caso di ottimizzazione della variazione complessiva di velocità, questo è dovuto al fatto che l'orientamento dell'orbita di parcheggio viene scelto in modo tale da effettuare la manovra in un punto più vicino al perigeo rispetto al caso di ottimizzazione della variazione complessiva di velocità. Di conseguenza otteniamo un Δv , una massa iniziale inferiori e un risparmio di propellente. Per quanto riguarda la manovra di fuga possiamo fare le medesime considerazioni, solamente che in questo caso è l'ottimizzazione della variazione complessiva di velocità a garantirci i risultati migliori e il maggior risparmio dei costi. Detto questo, per concludere osservando specialmente i grafici e le tabelle della missione con lancio nel 2045, in cui sono più accentuate queste differenze, risulta più conveniente per missioni umane o Sample Return su Marte definire il design delle traiettorie di missione 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 Δv , di massa iniziale e propellente per la manovra di cattura permette di avere un risparmio maggiore dei costi totali, dato che rappresenta la manovra complessivamente più costosa delle due sia in termini di Δv che di propellente per effettuarla, essendoci una massa iniziale molto superiore rispetto a quella necessaria per il ritorno.

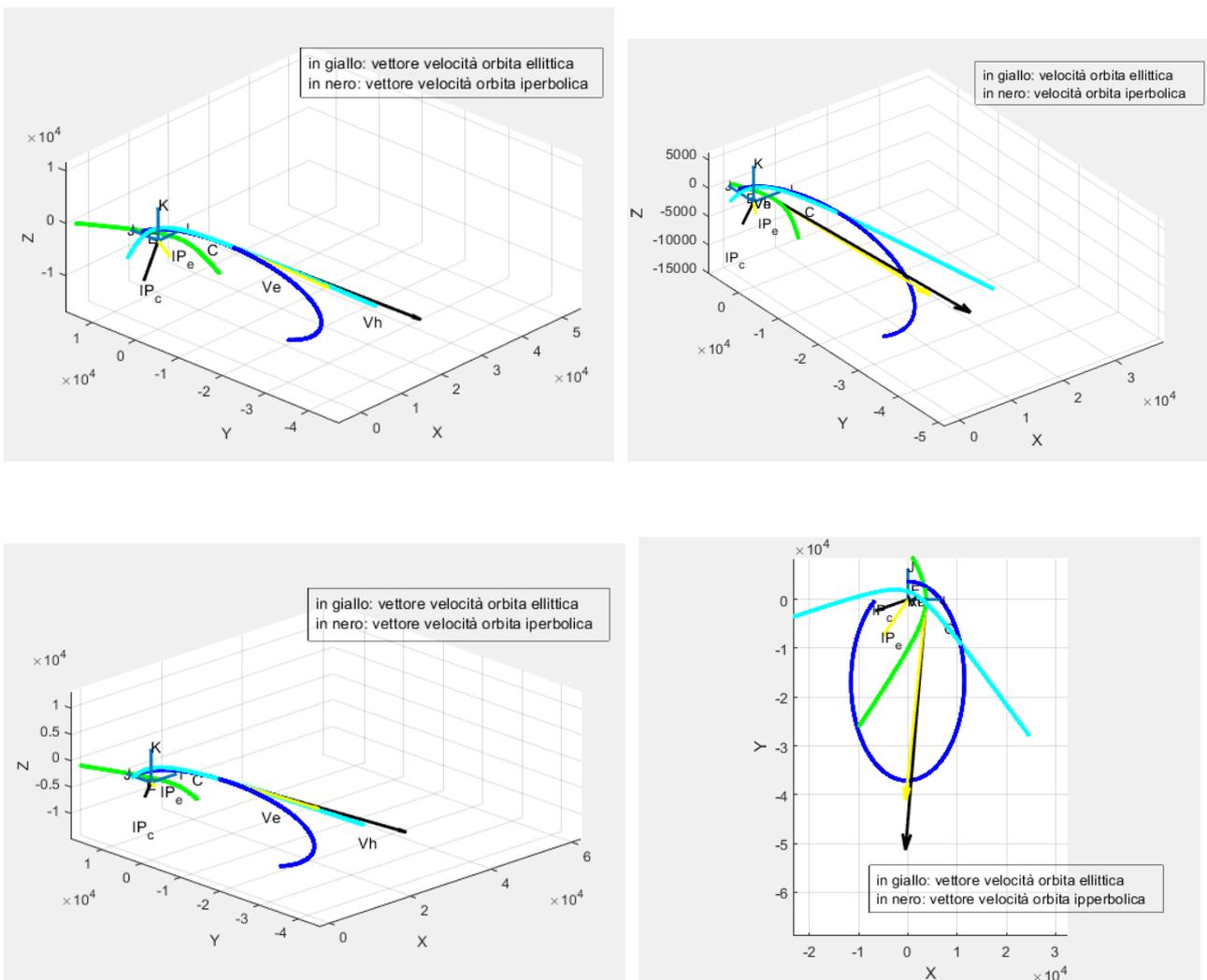


Immagine 4.10: visualizzazione vettori velocità orbita ellittica e iperbolica nei punti di cattura e fuga ottimizzando alternativamente la variazione complessiva di velocità e la massa iniziale dello spacecraft, per la missione con lancio nel 2037.

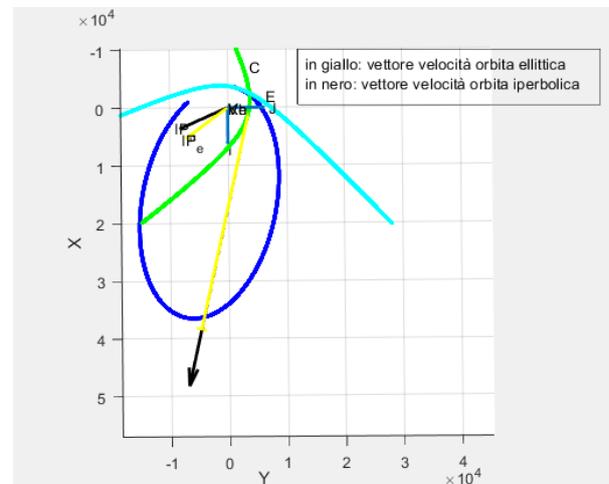
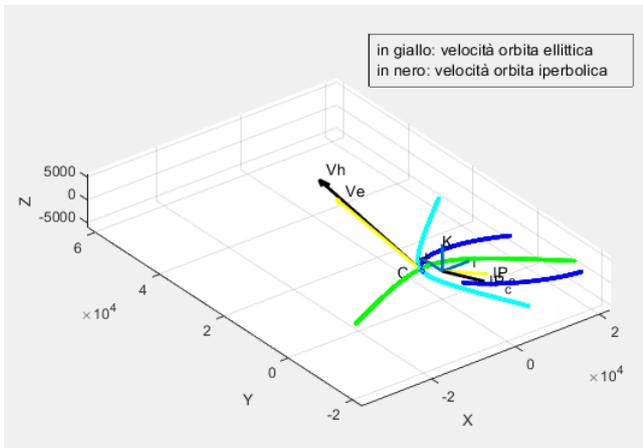
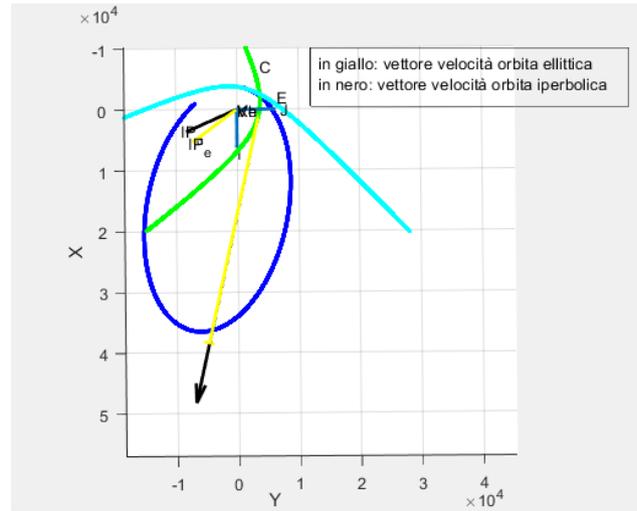
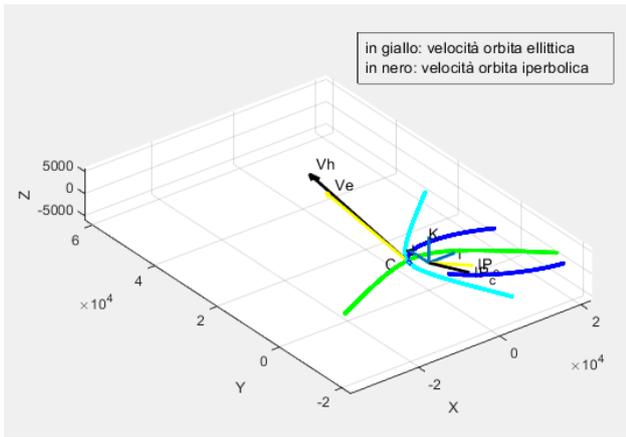
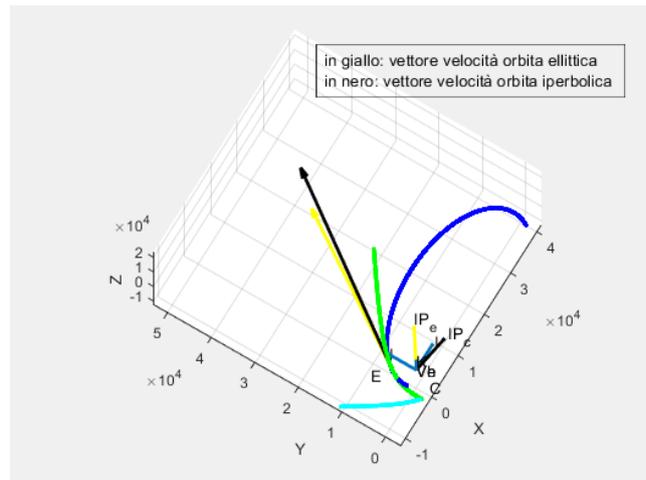
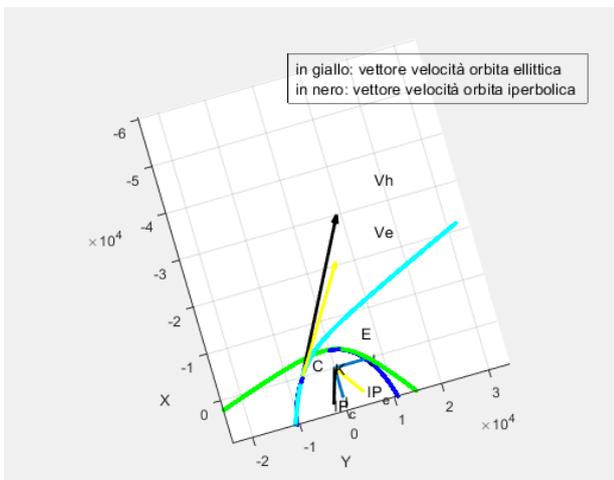


Immagine 4.11: visualizzazione vettori velocità orbita ellittica e iperbolica nei punti di cattura e fuga ottimizzando alternativamente la variazione complessiva di velocità e la massa iniziale dello spacecraft, per la missione con lancio nel 2041.



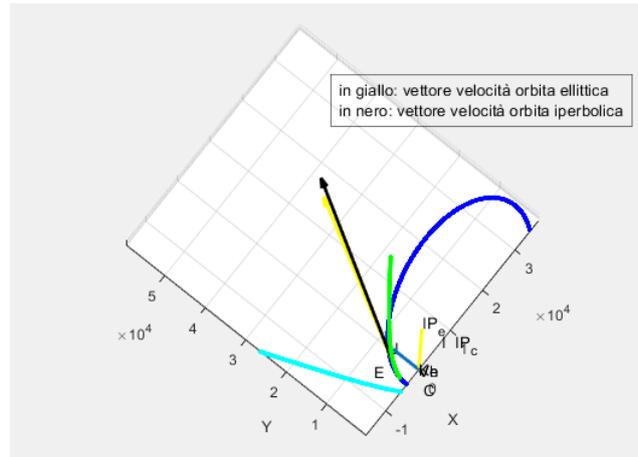
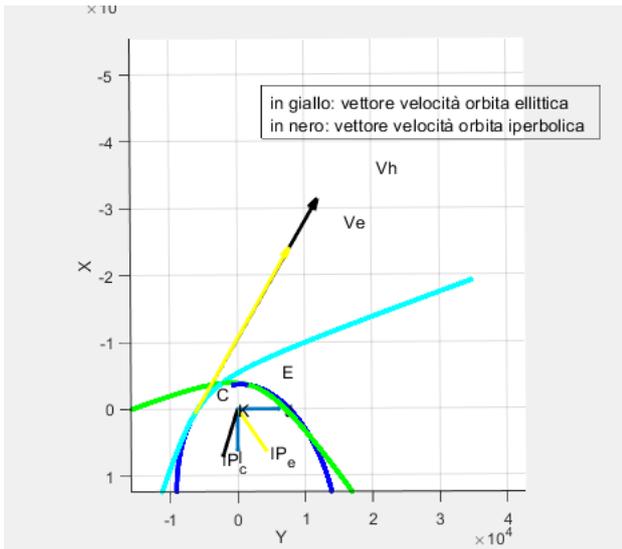


Immagine 4.12: visualizzazione vettori velocità orbita ellittica e iperbolica nei punti di cattura e fuga ottimizzando alternativamente la variazione complessiva di velocità e la massa iniziale dello spacecraft, per la missione con lancio nel 2045.

Conclusioni

In conclusione, l'obiettivo di questo elaborato è quello di mostrare l'effettiva efficacia e possibilità di utilizzo di questo tipo di algoritmo per ottimizzare le orbite di parcheggio di missioni Sample Return e umane su Marte, agendo sul loro orientamento e la conseguente posizione in cui avvengono le manovre di cattura e fuga dello spacecraft, riducendo al minimo il costo in termini di variazioni di velocità e masse per effettuarle. In questo modo si riuscirà a generare un opportuno risparmio dei costi, soprattutto in termini di carburante. Dimostrando ovviamente l'efficacia di questo algoritmo, sarà possibile garantire un suo futuro utilizzo nella progettazione e nell'analisi di future missioni Sample Return e umane su Marte, le quali rappresentano uno dei principali obiettivi della comunità scientifica nei prossimi decenni per le esplorazioni spaziali. Andando ad osservare un'ultima volta i risultati ottenuti in termini di massa per le diverse fasi della missione è evidente come la missione con lancio fissato nel 2041 mostra i valori più bassi sia se ottimizziamo la variazione complessiva di velocità sia se ottimizziamo la massa iniziale dello spacecraft, quindi risulta essere la meno costosa e quella con il maggior risparmio di carburante per le fasi di arrivo e di ritorno. La missione con lancio nel 2045 invece risulta essere quella più costosa considerando entrambe le ottimizzazioni, infatti mostra valori di massa iniziale superiori di circa 100 tonnellate per la fase di arrivo con un consumo triplo del carburante rispetto a quella del 2041. Allo stesso modo per la fase di ritorno presenta valori superiori sia in termini di massa iniziale (superiore di circa 10 tonnellate in entrambe le ottimizzazioni rispetto alla missione del 2041) che di consumo di propellente (superiore al doppio di quello necessario per la missione del 2041), e anche in termini di Δv complessivo che sia considerato il caso in cui sia ottimizzato o meno presenta valori molto superiori rispetto a quelli necessari per la missione del 2041 a compiere le manovre di cattura e fuga. Riprendendo l'ultima considerazione del capitolo riguardante i risultati, per definire il design delle traiettorie da seguire per effettuare una missione Sample Return o umana su Marte e ottimizzare l'orbita di parcheggio per le manovre da compiere nella fase planetocentrica, ci garantisce risultati migliori ottimizzare la massa iniziale dello spacecraft all'arrivo, dato che riduce maggiormente i costi della manovra di cattura, la quale è più dispendiosa della manovra di fuga, ottimizzata con maggior efficacia dalla minimizzazione della variazione complessiva di velocità. In conclusione, considerando le immagini 4.1, 4.2, 4.3 è dimostrata l'efficacia e la validità dell'algoritmo genetico come strumento di calcolo per ottimizzare opportunamente le orbite di parcheggio per missioni Sample Return o umane su Marte, di conseguenza in futuro potrà avere sicuramente un'applicazione nella definizione del design delle traiettorie per missioni di questo genere, ottenendo risultati migliori in termini di performance nel caso di ottimizzazione della massa iniziale dello spacecraft.

Bibliografia

- [1] NASA/SP-2009-566 "Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0" Mars Architecture Steering Group NASA Headquarters Bret G. Drake, editor NASA Johnson Space Center, Houston, Texas
- [2] NASA/SP-2009-566-ADD "Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0" Addendum Mars Architecture Steering Group NASA Headquarters Bret G. Drake, editor NASA Johnson Space Center, Houston, Texas
- [3] <https://lorenzogovoni.com/algorithmo-genetico/>
- [4] <http://www.mrlab.it/ricerca/metodi-di-sintesi-ed-ottimizzazione/algoritmi-genetici>
- [5] Goldberg D. E. "Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning" Reading, MA, Addison-Wesley, 1989.
- [6] Goldberg D.E., Deb K., "A comparative analysis of selection schemes used in genetic algorithms, Foundations of genetic algorithms", a cura di Rawlins G.J.E., San Mateo, CA, Morgan Kaufmann, 1991
- [7] Syswerda G., "Uniform Crossover in Genetic Algorithms", Proceedings of the Third International Conference on Genetic Algorithms, a cura di Schaffer J.D., San Mateo, CA, Morgan Kaufmann, 1989.
- [8] Bethke A.D., "Genetic Algorithms as Function Optimizers, Doctoral Dissertation", University of Michigan, 1980.
- [9] "Choosing Mutation and Crossover Ratios for Genetic Algorithms"—A Review with a New Dynamic Approach Ahmad Hassanat, Khalid Almohammadi, Esra'a Alkafaween, Eman Abunawas, Awni Hammouri and V. B. Surya Prasath.
- [10] "FUNDAMENTALS OF ASTRODYNAMICS" Roger R. Bate Donald D. Mueller Jerry E. White.
- [11] Giovanni Mengali, Alessandro A. Quarta "Fondamenti di Meccanica del Volo Spaziale".
- [12] "Optimum Parking Orbit Orientation for a Three-Dimensional Capture-Escape Mission" D. E. CORNICK* AND L. K. SEVERSIKE.
- [13] "Determining Mars Parking Orbits that Ensure Tangential Periapsis Burns at Arrival and Departure" Prasun N. Desa NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia 23666 and James J. Buglia Flight Mechanics and Control Incorporated, Hampton, Virginia 23666.
- [14] "OPTIMIZING PARKING ORBITS FOR ROUNDTRIP MARS MISSIONS" Min Qu, Raymond G. Merrill, Patrick Chai and David R. Komar.
- [15] "Approximate Optimal LEO transfers with J2 perturbation" Filippo Grisot, Lorenzo Casalino.