

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

SCUOLA DI INGEGNERIA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE

CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

TESI DI LAUREA MAGISTRALE

Design delle traiettorie di un tour delle lune galileiane di Giove usando come propulsore un tether elettrodinamico

Relatore: Prof. Enrico Lorenzini

Laureando: Giovanni Bellana

Anno Accademico: 2016 - 2017

Alla mia famiglia

Indice

Introduzione.....	1
1 Giove e le lune galileiane.....	3
1.1 Lune galileiane	7
1.1.1 Io	9
1.1.2 Europa	10
1.1.3 Ganimede	11
1.1.4 Callisto	12
1.2 Modelli	13
1.2.1 Magnetosfera.....	13
1.2.2 Plasmasfera.....	14
2 Sistemi a filo.....	15
2.1 Tether inerti.....	16
2.1.1 Stabilizzazione a gradiente gravitazionale	16
2.1.2 Gravità artificiale.....	18
2.1.3 Scambio di momento angolare	19
2.2 Sistemi a filo elettrodinamico	19
2.2.1 Tipi di anodo	23
2.2.2 Tipi di catodo	25
2.2.3 EDT attorno a Giove	25
2.2.4 Dimensionamento preliminare	26
3 Algoritmi di ottimizzazione	41
3.1 Differential evolution.....	43

3.2	CMA-ES.....	46
4	Design della missione	51
4.1	Fase interplanetaria	52
4.2	Cattura	57
4.3	Tour	61
4.4	Riduzione del periodo e aumento della quota di pericentro	64
5	Risultati	67
5.1	Fase interplanetaria	67
5.1.1	VEEGA	68
5.1.2	EVEEGA.....	70
5.2	Cattura	71
5.3	Riduzione del periodo e aumento della quota di pericentro	76
5.4	Tour	78
6	Conclusioni.....	85
	Appendice A.....	89
	Equazioni per le iperboli di flyby.....	89
	Appendice B.....	91
	Effemeridi polinomiali	91
	Bibliografia	97

Introduzione

Le missioni verso i pianeti esterni del sistema solare rappresentano fin dagli albori dell'era spaziale una sfida notevole per la scienza e per la tecnica. L'esplorazione di sistemi come quello di Giove o di Saturno, però, è necessaria per approfondire la nostra conoscenza sul sistema solare e sulla sua formazione.

Giove in particolare è stato oggetto di uno studio approfondito grazie alle numerose sonde che ne hanno compiuto il flyby e alla missione Galileo che per anni ha raccolto dati sul sistema gioviano.

Ultimamente l'attenzione si è concentrata sulle lune galileiane: di gran lunga i più grandi e massivi tra i satelliti di Giove, presentano caratteristiche peculiari molto interessanti, come l'intensa attività geologica di Io o gli oceani di acqua salata al di sotto degli strati di ghiaccio di Europa, Ganimede e Callisto. Molte sono le missioni pensate per la loro esplorazione e in particolare JUICE, in fase di sviluppo da parte dell'ESA, si propone di studiare in maniera approfondita le lune di Giove e infine di entrare in orbita attorno a Ganimede [1].

In questa tesi vengono elaborati dei metodi per il design e l'ottimizzazione delle traiettorie per l'esplorazione delle lune galileiane.

Il sistema di Giove inoltre si rivela molto favorevole per via dell'intenso campo magnetico e della plasmasfera all'implementazione di un sistema a filo elettrodinamico per le manovre orbitali. Un sistema di questo tipo viene dunque dimensionato per la cattura della sonda nel sistema gioviano.

La tesi è organizzata in 6 capitoli:

- Capitolo 1: presentazione dell'ambiente gioviano, delle caratteristiche delle lune galileiane e introduzione dei modelli utilizzati
- Capitolo 2: presentazione dei sistemi a filo e le loro applicazioni con particolare riferimento ai tether elettrodinamici

- Capitolo 3: presentazione degli algoritmi di ottimizzazione utilizzati per il design delle varie fasi della missione
- Capitolo 4: esposizione degli algoritmi sviluppati nell'ambito di questa tesi per il design della missione, dalla fase interplanetaria al tour delle lune galileiane
- Capitolo 5: esposizione dei risultati
- Capitolo 6: conclusioni

Capitolo 1

Giove e le lune galileiane

Giove è il quinto pianeta in ordine di distanza dal Sole e rappresentando lo 0.095% dell'intera massa del sistema solare è anche il più massivo. Fa parte della famiglia dei giganti gassosi ed è composto principalmente da idrogeno ed elio, ma contiene anche quantità rilevabili di metano, ammoniaca e acqua.

L'interno di Giove presenta una struttura stratificata, ma senza confini netti: dall'atmosfera, in fase gassosa, si passa gradualmente ad una fase liquida degli stessi gas che interessa il pianeta fino ad una profondità pari ad un quinto del suo raggio. Da qui in poi vi sono le condizioni di pressione e temperatura per l'idrogeno liquido metallico, che infatti costituisce il vasto mantello del pianeta. Secondo alcuni modelli e in accordo con le teorie di formazione planetaria, Giove dovrebbe avere un nucleo roccioso pari a circa 10 masse terrestri, ma finora non è ancora stata prodotta una prova definitiva della sua esistenza.

L'orbita di Giove attorno al Sole presenta un semiasse maggiore pari a circa 5.2 AU e un periodo di rivoluzione di 11.87 anni terrestri, in risonanza 5:2 con Saturno.

Giove ruota attorno al proprio asse una volta ogni 9.93 ore: questa elevata velocità di rotazione rende il pianeta visibilmente schiacciato ai poli ed espanso per forza centrifuga all'equatore. L'asse di rotazione di Giove è inclinato rispetto alla normale al suo piano orbitale di soli 3.13° .

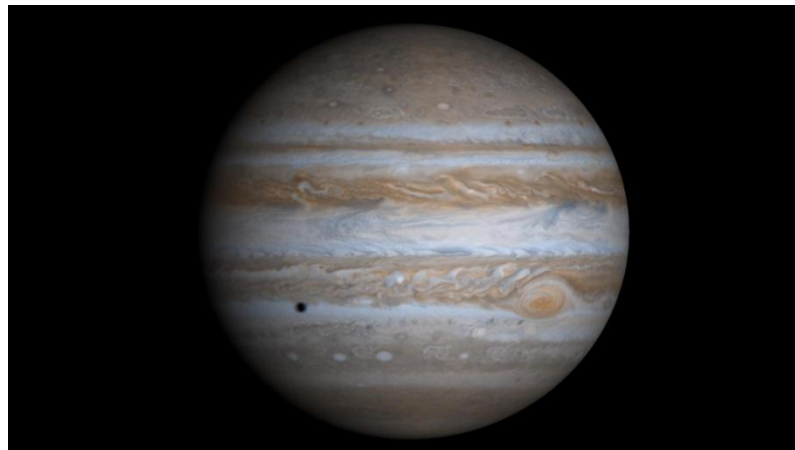


Figura 1 Giove fotografato dalla sonda Cassini-Huygens durante il flyby del 30/12/2000 (Source: NASA)

L'atmosfera di Giove si presenta suddivisa alle diverse latitudini in maniera abbastanza netta in zone, caratterizzate da un colore più chiaro dovuto alle nuvole di ammoniaca, e in bande, più scure per l'assenza di nuvole, che lascia quindi esposta l'atmosfera sottostante. Causate dai moti convettivi dell'atmosfera, lungo le loro linee di confine si generano tempeste cicloniche e anticicloniche dove i venti raggiungono anche i 400 km/s . Tra queste la più famosa è sicuramente la Grande Macchia Rossa, visibile da Terra anche con i telescopi meno potenti.

Tabella 1 Parametri orbitali dell'orbita di Giove [2]

<u>Semiassse maggiore [km]</u>	<u>Eccentricità</u>	<u>Inclinazione [°]</u>	<u>Periodo [y]</u>
778340816.7	0.04838624	1.30439695	11.8679

L'ambiente gioviano è forgiato dall'imponente magnetosfera del pianeta che si estende in media dagli 80 raggi gioviani in direzione del Sole fino all'orbita di Saturno nella direzione opposta. L'intenso campo magnetico è generato dai moti vorticosi dell'idrogeno metallico all'interno del mantello dovuti all'elevata velocità di rotazione di Giove. Il dipolo magnetico è inclinato di circa 10° rispetto all'asse di rotazione, quindi il polo nord magnetico si trova nell'emisfero boreale. Il campo magnetico ruota rigidamente con Giove, quindi impiega anch'esso circa 9.93 ore a compiere un giro completo. Anzi, il periodo di rotazione del pianeta è definito proprio in base alle osservazioni radio della magnetosfera pari a 9 ore, 55 minuti e 29.711 secondi [3].

1.1. LUNE GALILEIANE

Tabella 2 Parametri fisici del pianeta Giove¹

Raggio [km]	Densità [g/cm³]	μ [km³/s²]
71492	1.3262	126686534.9218008

La luna Io ha un ruolo fondamentale per la magnetosfera di Giove in quanto è la sua principale sorgente di plasma. Una parte dei gas eruttati dai vulcani del satellite prima vengono ionizzati dalla radiazione ultravioletta proveniente dal Sole e poi vengono catturati dal campo magnetico di Giove andando a creare un denso toro di plasma all'altezza dell'orbita di Io.

Giove presenta ad oggi la più ampia famiglia di lune del sistema solare, recentemente allargata a 69 membri². Gli 8 satelliti più vicini al pianeta sono detti regolari in quanto possiedono orbite prograde quasi circolari sul piano equatoriale, mentre i restanti possiedono orbite irregolari, prograde o retrograde e con diverse inclinazioni ed eccentricità. Tra i satelliti regolari troviamo le quattro lune galileiane, Io, Europa, Ganimede e Callisto, e quelli interni, Metis, Adrastea, Amaltea e Tebe.

Giove possiede anche un sistema di anelli molto sottili, composti prevalentemente da materiale proveniente dalle lune più interne, che si estende da 1.4 a 3.15 raggi gioviani.

La maggior parte delle informazioni sul pianeta attualmente in nostro possesso derivano, oltre che dall'osservazione diretta tramite telescopi terrestri e orbitali nelle diverse lunghezze d'onda, anche dai dati raccolti dalle numerose sonde che hanno visitato Giove. Alcune tra queste sono entrate in orbita attorno al pianeta, altre invece si sono avvicinate per ricevere un assist gravitazionale: Giove infatti è il pianeta che potenzialmente può fornire con un flyby il maggior Δv equivalente e pertanto rappresenta una tappa quasi obbligata per tutte le sonde che hanno come obiettivo i corpi celesti più esterni del sistema solare.

Le sonde che ad oggi hanno sfruttato l'assist gravitazionale di Giove sono in ordine cronologico le Pioneer 10 e 11 (1973 e 1974), le Voyager 1 e 2 (entrambe nel 1979), Ulysses (1992), Cassini-Huygens (2000) e New Horizons (2007). Ciascuna di esse ha permesso di approfondire le nostre conoscenze sul gigante gassoso e sulle sue lune e di confermare o smentire alcune delle ipotesi formulate. Naturalmente questi sorvoli ravvicinati hanno an-

¹ https://ssd.jpl.nasa.gov/?planet_phys_par (ultima consultazione 17/06/2017)

² <http://home.dtm.ciw.edu/users/sheppard/satellites/jup2017.html> (ultima consultazione: 16/06/2017)

CAPITOLO 1. GIOVE E LE LUNE GALILEIANE

che sollevato nuove questioni e domande a cui solo una missione interamente dedicata a Giove poteva rispondere.

La sonda Galileo, lanciata nel 1989, si è inserita in orbita nel 1995 e per 8 anni ha raccolto dati sul pianeta e sui satelliti. Inoltre trasportava a bordo una sonda progettata per scendere attraverso i primi strati di nuvole che avvolgono Giove e fornire informazioni sulla composizione, i venti e le tempeste dell'atmosfera. Nel momento in cui scrivo una nuova missione della NASA denominata Juno si trova in orbita attorno a Giove: arrivata al pianeta il 5 luglio 2016, è caratterizzata da un'orbita polare dal periasse molto basso, 1.06 raggi gioviani, che, oltre a permettere di osservare il pianeta da una distanza estremamente ridotta, è stato scelto per migliorare la caratterizzazione del campo gravitazionale e del campo magnetico.

La sonda JUICE (*Jupiter Icy Moons Explorer*) dell'ESA, il cui lancio è previsto per il 2022, è attualmente in fase di progettazione. La missione permetterà lo studio approfondito in particolare delle lune Europa, Ganimede, attorno a cui entrerà anche in orbita, e Callisto [4] [1].

Giove rappresenta l'archetipo di pianeta gigante gassoso e tramite il suo studio è possibile comprendere meglio l'evoluzione non solo del nostro sistema solare, ma anche di quelli attorno ad altre stelle. Numerosi sono infatti gli *Hot Jupiters* finora scoperti, esopianeti con caratteristiche di massa, dimensioni e densità paragonabili a quelle di Giove. Vengono definiti "hot" perché si trovano in orbite molto basse attorno alle proprie stelle (per alcuni un anno dura qualche giorno terrestre). Questo fatto unito alle loro dimensioni li rende relativamente semplici da individuare con le tecniche attualmente in nostro possesso e finora infatti sono stati individuati 520 esopianeti simili a Giove di cui 200 *Hot Jupiters* tra i 2950 esopianeti confermati³ [5]. Questa abbondanza è molto probabilmente legata alle difficoltà nell'individuare pianeti più piccoli e con periodi più lunghi, ma certamente dimostra come la formazione di giganti gassosi sia un processo piuttosto comune e diffuso in tutta la galassia. Per questo motivo lo studio di Giove acquisisce ancora più importanza e interesse.

³ <http://exoplanets.org/> (ultima consultazione 17/06/2017)

1.1 Lune galileiane

Le lune galileiane sono di gran lunga i satelliti più grandi di Giove e Ganimede supera addirittura il pianeta Mercurio in quanto a dimensioni.

La loro scoperta ad opera di Galileo Galilei durante le notti dei primi mesi del 1610 rappresentò fin da subito una svolta epocale in quanto per la prima volta venivano osservati dei corpi celesti chiaramente in orbita attorno ad un pianeta che non era la Terra: questo fatto contribuì all'affermazione dell'eliocentrismo di Copernico come modello per il sistema solare.

"Adì 11 era in questa guisa et la stella più vicina à Giove era la metà minore dell'altra, et vicinissima all'altra dove che le altre sere erano le dette stelle apparite tutte tre di equal grandezza et trà di loro egualmente lontane: dal che appare intorno à Giove esser 3 altre stelle erranti invisibili ad ogniuno sino à questo tempo."

[Galileo Galilei, *Sidereus Nuncius*, 1610]

Galilei denominò i satelliti "Medicei" in onore dei quattro fratelli de' Medici, famiglia di cui cercava l'appoggio, ma i nomi tuttora in uso sono quelli ispirati alla mitologia greca suggeriti dall'astronomo tedesco Simon Marius: Io, Europa, Ganimede e Callisto sono infatti alcune delle amanti di Zeus.



Figura 2 Le lune galileiane durante l'opposizione di Giove. Foto del 8/4/2017. Da sinistra a destra: Europa, Giove, Io, Ganimede, Callisto

Dalla loro scoperta in poi le lune di Giove furono oggetto di studio da parte di molti astronomi che nei secoli ne caratterizzarono in maniera sempre più precisa le orbite. Se ne occuparono anche astronomi illustri come Cassini, Lagrange e Laplace.

CAPITOLO 1. GIOVE E LE LUNE GALILEIANE

La precisa determinazione orbitale delle lune galileiane era molto sentita all'epoca per i risvolti pratici che poteva avere: tramite una previsione accurata delle eclissi sarebbe stato possibile utilizzare il sistema gioviano come una sorta di orologio astronomico, accessibile da gran parte del globo terrestre e dunque in grado di risolvere l'annoso problema della determinazione della longitudine.

Si notò inoltre quasi subito che il rapporto tra i periodi di Europa ed Io era di 1:2, come quello tra Ganimede ed Europa. Le tre lune sono bloccate in una risonanza orbitale 1:2:4 tale per cui ad ogni orbita completa di Ganimede ne corrispondono due di Europa e quattro di Io. Callisto non partecipa alla risonanza. Laplace produsse una teoria per spiegare il moto di risonanza delle tre lune interne.

La risonanza di Laplace è dovuta alle interazioni gravitazionali fra i tre satelliti e alle forze mareali: vi è infatti uno scambio di momento angolare tra Giove ed Io, il quale poi lo ridistribuisce a Europa che a sua volta lo ridistribuisce a Ganimede [6]. In questa maniera il sistema si mantiene stabile.

Vi sono diverse teorie sull'origine di tale risonanza: alcune sostengono che la risonanza sia un punto di arrivo nell'evoluzione orbitale del sistema, altre che invece la risonanza si sia instaurata già durante i primi momenti di formazione delle lune. Questo tuttora rimane un problema senza risposta.



Figura 3 Le lune galileiane Io, Europa, Ganimede e Callisto fotografate dalla sonda Galileo (Source: NASA)
La forte attrazione gravitazionale di Giove ha inoltre bloccato marealmente le lune galileiane che quindi rivolgono sempre la stessa faccia verso il pianeta, come la nostra Luna con la Terra.

Nella seguente tabella sono riportati i dati principali delle quattro lune⁴:

⁴ https://ssd.jpl.nasa.gov/?sat_phys_par (ultima consultazione: 16/06/2017)

1.1. LUNE GALILEIANE

Tabella 3 Parametri fisici delle lune galileiane

	Raggio [km]	Densità [g/cm³]	μ [km³/s²]
Io	1821.6	3.528	5959.916
Europa	1560.8	3.013	3202.739
Ganimede	2631.2	1.942	9887.834
Callisto	2410.3	1.834	7179.289

Di seguito i dati principali relativi alle loro orbite attorno a Giove⁵:

Tabella 4 Parametri orbitali delle lune galileiane

	Semiassse maggiore [km]	Eccentricità	Inclinazione [°]	Periodo [d]
Io	421800	0.0041	0.036	1.769
Europa	671100	0.0094	0.466	3.551
Ganimede	1070400	0.0013	0.177	7.155
Callisto	1882700	0.0074	0.192	16.69

1.1.1 Io

Io è la luna più vicina a Giove tra quelle galileiane ed è il satellite più denso dell'intero sistema solare: è composto infatti principalmente da ferro e silicati, elementi più densi del ghiaccio, materiale preponderante nella composizione di molti satelliti dei pianeti esterni. Prima dell'avvento dell'esplorazione spaziale gli scienziati si aspettavano per Io una superficie in generale antica, ormai inattiva da molto tempo e costellata di crateri. Alcuni giorni prima del flyby di Giove da parte della Voyager 1, però, venne pubblicata una ricerca che evidenziava come la vicinanza al pianeta gigante e la risonanza orbitale in cui è coinvolto assieme ad Europa e Ganimede dovevano causare un'enorme quantità di calore al suo interno i cui effetti sarebbero stati visibili anche sulla superficie [7]. Tale previsione venne clamorosamente confermata dagli scatti della sonda che immortalò una superficie geologicamente piuttosto giovane, numerosi vulcani, alcuni di essi attivi al momento del sorvolo, e vaste colate laviche. Oggi sappiamo che Io è il corpo celeste più attivo dal punto di vista vulcanico di tutto il sistema solare: Giove infatti provoca all'interno della luna grandi moti mareali che per attrito riscaldano il suo interno. La risonanza di Laplace poi è essenziale per mantenere pari a circa 0.0041 l'eccentricità della sua orbita che altri-

⁵ https://ssd.jpl.nasa.gov/?sat_elem (ultima consultazione: 16/06/2017)

menti, viste le forti dissipazioni, tenderebbe a 0 rendendo l'orbita circolare e annullando la marea solida.

La superficie di Io è continuamente rinnovata dalle eruzioni dei suoi vulcani e presenta colorazioni che vanno dal giallo al rosso e al nero dovute in gran parte a composti di zolfo. I gas rilasciati durante le eruzioni, prevalentemente zolfo atomico e ionizzato, ossigeno, cloro, sodio e potassio, oltre a formare una tenue atmosfera, sono anche la principale fonte di particelle per il toro di plasma che avvolge Giove all'altezza dell'orbita di Io. I gas dell'alta atmosfera di Io vengono eccitati dagli urti ad alta energia con il plasma del toro (che è corotante con il campo magnetico, quindi con Giove) e vengono strappati dall'attrazione gravitazionale della luna.

L'interazione del campo magnetico del pianeta con Io genera inoltre una corrente elettrica che va dalla luna fino ai poli di Giove: questo tubo di flusso da origine nelle zone più alte dell'atmosfera, durante le aurore, a una macchia provocata dall'addensamento delle linee del campo magnetico che hanno attraversato Io.

1.1.2 Europa

Il secondo dei satelliti galileiani si dimostra molto diverso da Io in quanto presenta una superficie molto liscia, riflettente e composta essenzialmente da ghiaccio d'acqua. La densità della luna suggerisce la presenza abbondante di silicati e un nucleo probabilmente composto di ferro, quindi una struttura molto simile ai pianeti terrestri. La caratteristica più interessante è la crosta di ghiaccio superficiale che nasconderebbe, anche se ormai restano pochi dubbi, un oceano globale di acqua liquida. Europa possiede anche una tenue atmosfera composta principalmente da ossigeno.

La superficie si presenta come una distesa piana di ghiaccio priva di crateri: il numero di impatti viene usato per stimare l'età di una superficie: più ve ne sono più essa è antica. La loro quasi totale assenza indica quindi una superficie geologicamente giovane, continuamente rimodellata [8]. La caratteristica più evidente di Europa sono delle lunghe striature di materiale più scuro che percorrono la superficie in varie direzioni. Si tratta probabilmente di fratture causate dalla forte attrazione gravitazionale di Giove che, esponendo gli strati più caldi sottostanti, hanno dato origine ad un fenomeno simile a quello osservato nelle dorsali oceaniche terrestri [9].

1.1. LUNE GALILEIANE

Con i dati forniti dalla sonda Galileo è stato possibile stimare il momento d'inerzia della luna e il modello che si accorda meglio con quanto rilevato vede la struttura interna di Europa costituita da tre strati: un nucleo denso, probabilmente ferro, un mantello di silicati e uno strato esterno, spesso dagli 80 ai 170 chilometri, costituito da acqua. Già con le prime teorie sul riscaldamento interno delle lune di Giove, dovuto ai moti mareali, si era giunti alla conclusione che tale strato non poteva essere completamente solido: la parte più esterna, viste le basse temperature, era ghiacciata e poteva essere spessa da qualche chilometro a poche decine di chilometri, mentre la parte più interna riceveva una quantità di energia tale da mantenersi allo stato liquido. L'evidenza dell'esistenza di un oceano sotto la superficie di Europa venne dal magnetometro di Galileo, che riuscì a misurare un campo magnetico indotto prodotto all'interno della luna: l'inclinazione del dipolo magnetico di Giove e la sua rapida rotazione fanno sì che Europa, che orbita praticamente sul piano equatoriale del pianeta, sperimenti un campo magnetico variante nel tempo. Questo causa delle correnti elettriche per la legge di Faraday che a loro volta causano il campo magnetico indotto misurato dal magnetometro. L'unica spiegazione per correnti elettriche di questo tipo è la presenza di un oceano di acqua liquida con dei sali disciolti in essa.

Sono stati recentemente individuati grazie al telescopio spaziale Hubble anche dei geysers di vapore acqueo ergersi sulla sua superficie per 200 chilometri, rafforzando ulteriormente l'ipotesi di un oceano globale sotto la superficie.

Europa, vista l'abbondanza di acqua liquida e altre caratteristiche peculiari, rappresenta per ora il miglior candidato tra i corpi del sistema solare a poter permettere potenzialmente lo sviluppo della vita.

1.1.3 Ganimede

Ganimede è la terza luna galileiana in ordine di distanza e il più grande satellite del sistema solare.

In base alla densità è possibile suddividere la struttura interna in un nucleo di ferro, un mantello di silicati e uno strato esterno di ghiaccio d'acqua.

Dalla sua superficie è possibile concludere che Ganimede in passato è stata attiva dal punto di vista geologico: presenta infatti due tipi principali di terreno, uno scuro, più anti-

co e con molti crateri, e un altro chiaro più recente. Quest'ultimo sarebbe stato originato da movimenti tettonici dovuti a forze mareali maggiori rispetto a quelle attuali [8].

Le maree solide, dissipando l'energia orbitale di Ganimede sotto forma di calore, hanno circolarizzato nel tempo l'orbita della luna che attualmente infatti, vista anche la rotazione sul proprio asse sincrona con quella orbitale, ha come fonte principale di calore interno il decadimento di elementi radioattivi. In passato non è escluso che l'orbita di Ganimede potesse venire eccitata fino a valori di eccentricità pari a 0.01 - 0.02, sufficienti a causare dissipazioni interne capaci di spiegare gli spostamenti delle pacche tettoniche che si osservano oggi [9].

Ganimede è l'unico satellite del sistema solare a possedere un apprezzabile campo magnetico proprio. Si pensa sia causato dai moti convettivi all'interno del nucleo ferroso, che pertanto deve essere fuso. La luna quindi crea attorno a sé una magnetosfera immersa in quella di Giove: interessanti sono le interazioni tra le due, come la riconnessione delle linee di campo magnetico e l'influenza reciproca tra le due ionosfere [1].

La sonda Galileo ha inoltre misurato un campo magnetico indotto provocato dal campo magnetico tempo-variante di Giove percepito da Ganimede: questo è spiegabile ancora con un oceano di acqua liquida salata sotto lo strato di ghiaccio superficiale, che comunque non è meno spesso di 200 km.

1.1.4 Callisto

Callisto è l'ultimo dei quattro satelliti galileiani ed è quello che presenta la superficie più antica e craterizzata. Composto da quantità di roccia e ghiaccio d'acqua paragonabili in massa, è la luna galileiana con meno differenziazione interna. La struttura dei crateri, diversa rispetto a quelli terrestri e lunari, fa pensare ad una prevalenza di ghiaccio nello strato più esterno, mentre l'interno sarebbe costituito, stando ai dati sulla densità, da una miscela di rocce e ghiaccio con una concentrazione di materiale roccioso crescente con la profondità [9].

Callisto, oltre ad essere la luna più lontana da Giove tra le galileiane, non è eccitata da una risonanza orbitale come i tre satelliti più interni, pertanto non riceve un riscaldamento dovuto ai moti mareali e non presenta quindi un'attività geologica evidente. Questo si ripercuote sulla crosta della luna che, dopo essersi formata, è rimasta pressoché invariata

1.2. MODELLI

tranne per i crateri e gli anelli di crepe dovuti agli impatti. L'età stimata per lo strato esterno si aggira intorno ai 4.5 miliardi di anni.

I crateri, specialmente quelli dal diametro più basso, presentano un grado di erosione particolarmente elevato: questo potrebbe essere dovuto alla sublimazione di ghiacci più volatili dell'acqua, come per esempio anidride carbonica o ammoniaca [9].

Callisto possiede una debole atmosfera di anidride carbonica e ossigeno.

La sonda Galileo ha misurato un campo magnetico indotto nelle vicinanze di Callisto, quindi come negli altri casi di Europa e Ganimede si è ipotizzato uno strato conduttore sotto la crosta di ghiaccio, probabilmente costituito ancora da acqua salata.

1.2 Modelli

Introduciamo a questo punto i modelli semplificati del campo magnetico e della plasma-sfera gioviani necessari per la successiva trattazione.

1.2.1 Magnetosfera

Per il campo magnetico di Giove esistono diversi modelli costruiti con i dati raccolti durante i flyby di varie sonde e vanno dai più complessi a multipolo ai più semplici a dipolo.

In questo elaborato viene sviluppato un tour delle lune galileiane le cui orbite giacciono senza troppe deviazioni sul piano equatoriale di Giove. Per poterle visitare, le traiettorie costituenti il tour si troveranno anch'esse tendenzialmente sullo stesso piano, quindi un modello a dipolo del campo magnetico gioviano risulta sufficiente. Di più, l'inclinazione di circa 10° del dipolo rispetto all'asse di rotazione è abbastanza bassa da poter essere trascurata [10].

In definitiva il modello utilizzato è un dipolo magnetico allineato con l'asse di rotazione di Giove con il polo nord magnetico nell'emisfero boreale e il polo sud in quello australe (al contrario di quello terrestre). Il vettore campo magnetico all'equatore sarà rivolto dall'emisfero boreale a quello australe e avrà intensità pari a:

$$B = \frac{\mu_0 m}{4\pi r^3} \quad [T]$$

dove μ_0 è la permeabilità magnetica del vuoto, r la distanza dal centro di Giove in metri e m rappresenta il momento del dipolo magnetico, pari a [11]:

$$m = 1.538 \cdot 10^{27} \quad [Am^2]$$

Per raffronto quello terrestre è pari a $m = 0.8 \cdot 10^{23} Am^2$ [CIT Fisica2].

1.2.2 Plasmasfera

Il modello della plasmasfera gioviana utilizzato in questa tesi è il Divine-Garrett [11]: basato sui dati delle sonde Pioneer e Voyager, rappresenta il modello più largamente utilizzato per la progettazione e i calcoli preliminari riguardanti una missione attorno a Giove.

Il modello permette di calcolare densità, temperatura ed energia di diversi ioni tra cui O^+ , O^{++} , S^+ e Na^+ alle varie distanze, latitudini e longitudini, ma nell'ambito di questa tesi ci interessa solamente la densità elettronica. Come nel caso del campo magnetico, consideriamo anche per la plasmasfera un modello semplificato che riguarda solo le zone più vicine a Giove e sull'equatore. L'equazione semplificata per la densità di elettroni è:

$$N_e = N_0 e^{\frac{r_0}{r}} \cdot 10^6 \quad \left[\frac{1}{m^3} \right]$$

dove $N_0 = 4.65 \text{ cm}^{-3}$, $r_0 = 7.68 R_J$ e r corrisponde alla distanza dal centro del pianeta del punto in cui si vuole conoscere la densità elettronica espressa in raggi gioviani R_J (che all'interno del modello Divine-Garrett è considerato pari a 71400 km).

Capitolo 2

Sistemi a filo

Un tether consiste in un cavo che può essere lungo da poche centinaia di metri a decine di chilometri che collega un satellite madre ad un satellite secondario. Al lancio tipicamente i due saranno uniti e il filo arrotolato al loro interno; tramite il dispiegamento di quest'ultimo verranno allontanati una volta in orbita.

Un satellite munito di tether venne proposto per la prima volta da Mario Grossi e Giuseppe Colombo [12]: si riteneva che un sistema di questo tipo fosse in grado fornire stabilità d'assetto, potenza elettrica e propulsione per manovre orbitali. Vi furono due missioni della NASA in collaborazione con l'ASI (TSS-1 e TSS-1R) in cui, tramite il *deployment* di due satelliti ausiliari collegati con un cavo allo Space Shuttle, vennero dimostrate la fattibilità e le potenzialità di questo sistema.

Un sistema a filo può avere le funzioni più svariate, dalla stabilizzazione per gradiente gravitazionale allo scambio di momento angolare, dalla gravità artificiale alla generazione di potenza elettrica. Di seguito vediamo le applicazioni principali con particolare enfasi sui sistemi elettrodinamici o EDT (*electrodynamic tether*). Per approfondimenti sulle applicazioni esposte e su altre non trattate si rimanda a [12].

2.1 Tether inert

2.1.1 Stabilizzazione a gradiente gravitazionale

Prendiamo in esame un semplice sistema in orbita circolare attorno ad un pianeta generico costituito da due masse, m_1 e m_2 , connesse da un tether. Il sistema è dispiegato sul piano orbitale. Consideriamo per semplicità il centro gravitazionale coincidente con il centro di massa, che supponendo $m_1 = m_2$, si trova a metà lunghezza L del tether.

Le due masse si trovano a quote diverse, dunque subiscono un'attrazione gravitazionale dovuta al corpo centrale differente, in particolare:

$$F_{g_1} = G \frac{Mm_1}{(R_0 + l)^2}$$

$$F_{g_2} = G \frac{Mm_2}{(R_0 - l)^2}$$

dove M è la massa del corpo centrale, R_0 la distanza del centro di massa dal centro del pianeta, G è la costante di gravitazione universale e $l = \frac{L}{2} \sin \alpha$ (con L lunghezza del tether e α la sua inclinazione rispetto alla verticale locale).

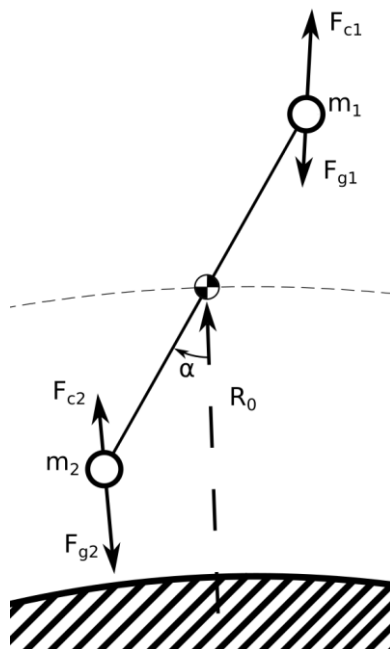


Figura 4 Sistema a filo sottoposto all'azione del gradiente gravitazionale

2.1. TETHER INERTI

Da queste si vede che su m_2 agisce una forza maggiore essendo ad una quota più bassa. Le due masse però, essendo collegate dal tether, sono vincolate ad orbitare attorno al corpo centrale alla velocità orbitale del centro di massa, che per un'orbita circolare è pari a

$$v_0 = \sqrt{\frac{GM}{R_0}}, \text{ che corrisponde ad una velocità angolare di } \omega_0 = \sqrt{\frac{GM}{R_0^3}}.$$

Tale velocità è diversa da quella che avrebbero se si trovassero libere alle rispettive quote, in particolare per m_1 è maggiore e per m_2 è minore. Quindi m_1 viene accelerata e m_2 rallentata.

La velocità di rotazione comunque causa delle forze centrifughe sulle due masse pari a:

$$F_{c1} = m_1(R_0 + l)\omega_0^2 = \left(1 + \frac{l}{R_0}\right)G \frac{Mm_1}{R_0^2}$$

$$F_{c2} = m_2(R_0 - l)\omega_0^2 = \left(1 - \frac{l}{R_0}\right)G \frac{Mm_2}{R_0^2}$$

Si nota che $F_{c1} > F_{g1}$ e $F_{c2} < F_{g2}$, mentre invece se non vi fosse il tether ci sarebbe l'equilibrio tra le due forze. Questo sbilanciamento provoca una tensione lungo il tether, mantiene il filo rettilineo in virtù di questa tensione e le componenti non allineate con il filo producono una coppia che tende ad allineare il sistema con la verticale locale, che infatti rappresenta una posizione di equilibrio stabile. Le oscillazioni attorno a tale posizione sono dette librazioni.

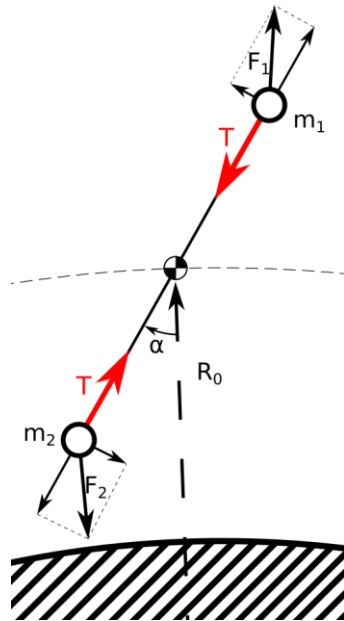


Figura 5 Tensione lungo il tether causata dal gradiente gravitazionale

Quando il sistema è allineato con la verticale locale, la forza agente sulle due masse (per m_1 rivolta verso l'esterno dell'orbita, per m_2 verso l'interno) è uguale alla tensione nel filo [12]:

$$F_1 = F_2 = T \simeq 3 \frac{L}{2} m \frac{GM}{R_0^3}$$

La tensione, dovuta al gradiente gravitazionale, è proporzionale alla massa del pianeta e decresce velocemente all'aumentare della distanza.

Bisogna tenere in considerazione che specialmente per tether molto lunghi, dove L non è più trascurabile rispetto a R_0 , ci si allontana molto dall'ipotesi fatta sulla coincidenza tra centro di massa e centro gravitazionale del sistema. Questo avviene in quanto, soprattutto ad orbite basse, insorgono gli effetti non lineari del campo gravitazionale che rendono l'orbita non kepleriana e instabile con trasferimenti tra il momento angolare orbitale e quello rotazionale.

2.1.2 Gravità artificiale

Un'altra tra le applicazioni principali che si possono evincere dalla stessa configurazione è la generazione di gravità artificiale. Si è visto infatti come su entrambe le masse vi sia uno sbilanciamento di forze: per la massa superiore abbiamo un eccesso di forza centrifuga e per quella inferiore un eccesso di forza gravitazionale. Questo viene avvertito dalle due masse come un'accelerazione costante orientata lungo la direzione del tether, rispettivamente verso l'esterno e verso l'interno dell'orbita. L'accelerazione così prodotta può essere inoltre controllata rilasciando o riavvolgendo il tether: con questa tecnica è possibile ottenere livelli di gravità variabile all'interno di un satellite, oppure controllare accuratamente il livello di microgravità al suo interno se questo invece di trovarsi al posto di una delle due masse si trovasse nel centro gravitazionale del sistema [12]. Tuttavia per ottenere solo grazie al gradiente gravitazionale un livello di gravità pari ad $1g$, che poi sarebbe uno tra gli obiettivi principali di un sistema del genere, occorrono lunghezze del tether troppo elevate per la tecnologia attuale. Per ovviare a questo problema si può ricorrere ad un sistema a filo rotante attorno al centro di massa: in questo modo la gravità artificiale è generata dalla forza centrifuga della rotazione e le lunghezze necessarie sono più contenute. Non dipendendo dal gradiente gravitazionale, inoltre, questa strategia può essere

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

implementata anche in missioni interplanetarie. Anche in questo caso, una volta posto il sistema in rotazione, il livello di gravità è controllabile semplicemente rilasciando o riavvolgendo il tether, azioni che modificano la velocità di rotazione per la conservazione del momento angolare e dunque variano la forza centrifuga.

Un sistema rotante presenterà poi problemi legati all'equilibrio degli eventuali astronauti in quanto l'accelerazione di Coriolis e la differenza di gravità tra testa e piedi possono influenzare l'apparato vestibolare [13].

2.1.3 Scambio di momento angolare

Un'altra tra le applicazioni possibili dei sistemi a filo sono le manovre orbitali. Prendiamo ad esempio il semplice sistema con cui abbiamo iniziato il discorso sui tether: le due masse si muovono alla velocità orbitale corrispondente alla quota del centro di massa a causa della presenza del filo. Se improvvisamente questo vincolo venisse meno e la massa superiore venisse rilasciata, questa avrebbe una velocità maggiore rispetto a quella di un'orbita circolare alla sua quota, pertanto il punto di rilascio corrisponderebbe al pericentro della sua nuova orbita ellittica. La massa inferiore, al contrario, muovendosi più lentamente rispetto alla velocità orbitale della sua quota, si troverebbe all'apocentro di un'orbita ellittica. È stata realizzata in questo modo una vera e propria manovra orbitale con uno scambio di momento angolare tra le due masse che ora si trovano su orbite diverse rispetto a quella di partenza. L'effetto di una manovra di questo tipo può essere amplificato se il sistema possiede prima del rilascio anche un moto di librazione sul piano dell'orbita in fase con il moto orbitale. Il Δv equivalente può essere ulteriormente aumentato se il sistema a filo è spinnante attorno al centro di massa.

2.2 Sistemi a filo elettrodinamico

Finora i sistemi a filo visti facevano uso di tether inerti, cioè non conduttivi elettricamente. Un nuovo ventaglio di applicazioni si apre se invece i tether sono costituiti da un materiale conduttore grazie alle interazioni che si instaurano con il campo magnetico e la ionosfera del pianeta attorno a cui il sistema sta orbitando. Consideriamo ad esempio un si-

stema munito di un tether elettrodinamico in orbita progradata LEO attorno alla Terra, immerso quindi nel campo magnetico e nella ionosfera terrestri. Un sistema così costituito rappresenta un cavo in moto in un campo magnetico, quindi per la legge di Faraday lungo il filo si viene a creare una forza elettromotrice:

$$\Delta V = \int_l (\mathbf{v}_{rel} \times \mathbf{B}) \cdot d\mathbf{l}$$

dove $\mathbf{v}_{rel} = \mathbf{v}_{spacecraft} - \mathbf{v}_{plasma}$ è la velocità relativa tra lo spacecraft e il campo magnetico corotante con il pianeta, qui indicata come la velocità del plasma, \mathbf{B} è il vettore campo magnetico e $d\mathbf{l}$ rappresenta un elemento infinitesimo della lunghezza del cavo diretto nello stesso senso della corrente (con convenzione positiva). Se il tether è rettilineo e perpendicolare al vettore campo magnetico possiamo esprimere la differenza di potenziale generata più semplicemente con:

$$\Delta V = (\mathbf{v}_{rel} \times \mathbf{B}) \cdot \mathbf{l}$$

Nel caso di un'orbita LEO progradata il vettore \mathbf{v}_{rel} è rivolto nella stessa direzione di avanzamento dello spacecraft in quanto $\mathbf{v}_{spacecraft} > \mathbf{v}_{plasma}$. Il campo magnetico terrestre è modellabile tramite un dipolo in cui il polo nord magnetico si trova nell'emisfero australe e il polo sud in quello boreale, dunque per un'orbita sul piano dell'equatore magnetico come in figura 6 il campo magnetico risulta uscente. La differenza di potenziale tra i due capi del tether rende positivo il potenziale al capo più alto e negativo al capo più basso.

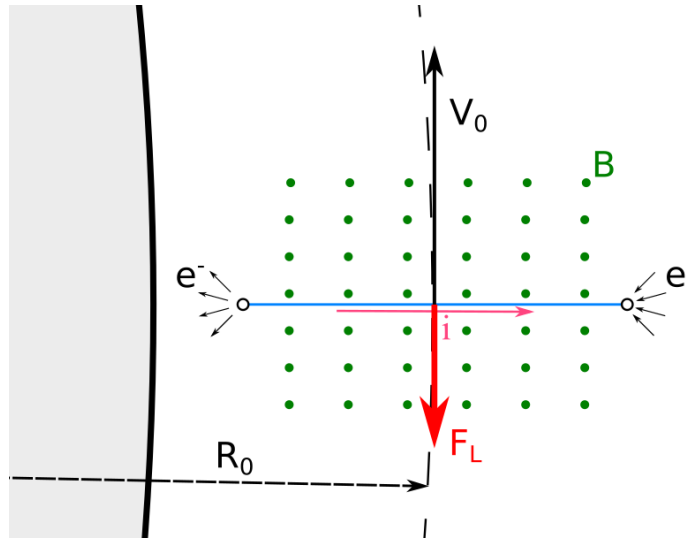


Figura 6 Tether elettrodinamico in orbita progradata LEO: modalità generatore - drag

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

Per permettere ad una corrente di fluire lungo il cavo a seguito di questa differenza di potenziale è necessario chiudere il circuito. Per fare ciò si ricorre al plasma della ionosfera terrestre: il sistema si trova infatti immerso in una nuvola di particelle cariche, quindi, se al capo superiore, l'anodo, vengono collezionati elettroni e al capo inferiore, il catodo, ne vengono emessi altrettanti, nel tether circola corrente. Un sistema a filo così configurato è quindi un generatore di potenza elettrica.

Possiamo riassumere le varie cadute di potenziale lungo il circuito in:

$$\Delta V = Ri + \Delta V_{\text{ionosfera}} + \Delta V_{\text{anodo}} + \Delta V_{\text{catodo}} + \Delta V_{\text{carico}}$$

dove Ri rappresenta il prodotto tra resistenza del cavo e corrente in circolo al suo interno, $\Delta V_{\text{ionosfera}}$ la caduta di potenziale lungo la sezione di circuito costituita dal plasma, ΔV_{anodo} e ΔV_{catodo} quelle in corrispondenza dei contatti con il plasma dell'anodo e del catodo e ΔV_{carico} rappresenta la caduta di potenziale dovuta ad un eventuale carico inserito nel circuito per sfruttare la potenza elettrica generata dal sistema EDT. Riguardo alle cadute di potenziale nel plasma e ai contatti con esso, in quanto dovute a impedenze che dipendono in maniera complessa e non lineare dalla corrente nel tether, non si può dire molto, quindi vengono trascurate almeno nei calcoli preliminari, anche perché in genere sono molto minori della caduta di potenziale lungo il filo. Continueremo a considerare invece la caduta di potenziale del carico in quanto rappresenta uno dei punti di forza del tether elettrodinamico: la potenza generata può essere usata per alimentare i sistemi di bordo o ricaricare le batterie ad esempio.

Notiamo inoltre che l'unica differenza tra un tether inerte ed uno elettrodinamico è il materiale, dunque tutte le funzioni esposte sopra possono essere svolte anche da un sistema EDT. La combinazione di più funzioni in un unico sistema amplia ulteriormente la versatilità dei tether, ponendoli a pieno titolo tra le tecnologie future più promettenti.

Ad ogni modo, poiché ora circola una corrente nel filo abbiamo degli elettroni in moto all'interno di un campo magnetico. Questo provoca una forza di Lorentz distribuita lungo il cavo pari a:

$$\mathbf{F} = i\mathbf{l} \times \mathbf{B}$$

che, tenendo conto del verso di l (che segue la convenzione della corrente positiva anche se gli elettroni effettivamente si muovono nel senso opposto), è rivolta in senso contrario alla direzione di avanzamento dello spacecraft. Il risultato finale di un sistema EDT quindi è la generazione passiva di energia elettrica grazie unicamente al moto orbitale, ma an-

che di una forza di Lorentz contraria a tale moto, quindi un drag. L'energia elettrica viene infatti generata a spese dell'energia orbitale dello spacecraft, che diminuisce. Questo può essere visto come un vantaggio se il nostro obiettivo è una manovra orbitale. Notiamo inoltre che con un sistema di questo tipo si ha la generazione di una spinta senza il consumo di propellente al contrario di quanto avviene con i propulsori tradizionali.

La forza di Lorentz tuttavia si genera solo quando nel filo circola una corrente, quindi per evitare diminuzioni di energia orbitale indesiderate basta interrompere (o limitare) tale corrente aprendo il circuito del tether o inserendo nel circuito una resistenza elevata. In questo modo, accendendo e spegnendo il sistema EDT, è possibile compiere manovre orbitali nei momenti desiderati.

La modalità generatore - drag viene ribaltata se cambiano i segni all'interno dei prodotti vettoriali, in particolare \mathbf{v}_{rel} potrebbe essere rivolta nel verso opposto: se infatti ci troviamo sopra la quota geostazionaria, la magnetosfera si muove più velocemente dello spacecraft, dunque la differenza vettoriale $\mathbf{v}_{spacecraft} - \mathbf{v}_{plasma}$ è rivolta in senso contrario alla direzione di avanzamento dello spacecraft. Rifacendo i prodotti vettoriali otteniamo che il capo più alto avrà potenziale negativo e il capo più basso positivo: questo farà circolare la corrente all'interno del tether nel senso contrario rispetto a prima e la conseguente forza di Lorentz questa volta sarà rivolta in senso concorde con la velocità dello spacecraft. In questo modo si genera ancora passivamente energia elettrica, ma la forza di Lorentz risulta un thrust che aumenta l'energia orbitale.

In generale, quindi, un sistema costituito da un tether elettrodinamico tende ad uguagliare per attrito elettromagnetico la propria velocità orbitale con quella locale del campo magnetico corotante con la Terra, e se si trova sotto la quota geostazionaria questo si traduce in un drag, se si trova a quote più alte in un thrust. Un sistema EDT può essere pensato come un corpo immerso in un mezzo viscoso il quale, per attrito, dopo un certo tempo annulla la velocità relativa tra i due.

La modalità thrust passiva però, almeno nel caso terrestre, non è realizzabile praticamente: al di sopra della quota geostazionaria innanzi tutto il campo magnetico è molto debole, ma soprattutto non è presente il plasma necessario per chiudere il circuito.

È possibile comunque implementare una modalità thrust attiva che può funzionare alle quote più basse: il moto orbitale qui genera una differenza di potenziale, ma tramite l'ausilio del sistema elettrico di bordo questa può essere bilanciata e superata fino a rendere

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

positivo il potenziale del capo più basso. In questa maniera quest'ultimo rappresenta l'anodo che raccoglie elettroni dal plasma e la corrente circola nel verso opposto. La forza di Lorentz quindi risulta un thrust. Vale lo stesso discorso se la missione necessita di una manovra di diminuzione di energia alle quote più alte. Naturalmente tale spinta è generata a spese del sistema di potenza di bordo.

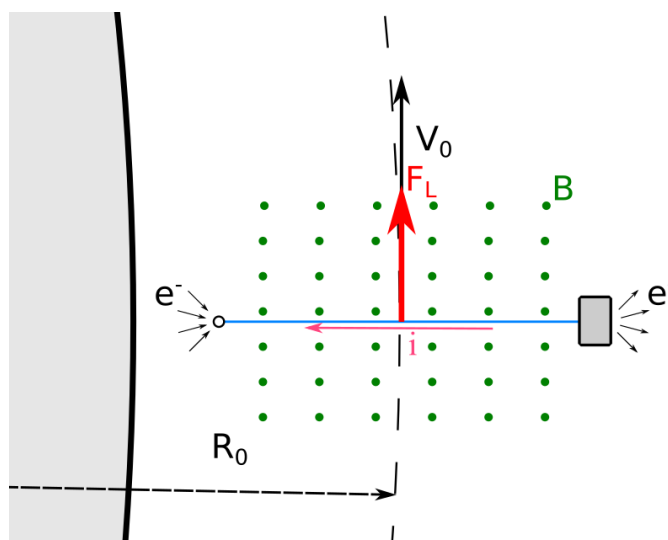


Figura 7 Tether elettrodinamico in orbita progradale LEO: modalità thrust attiva

2.2.1 Tipi di anodo

Per garantire sempre l'apporto necessario di corrente per le manovre orbitali con EDT, il contatto con il plasma ionosferico deve essere il più efficiente possibile. Il tipo più semplice di anodo a cui si può pensare è una sfera di materiale conduttore carica positivamente: questa si comporta come una sonda di Langmuir raccogliendo elettroni dal plasma. Il tether in questo caso è ricoperto da materiale isolante. La superficie di contatto però è limitata dalla massa, dunque tale soluzione non è la più efficace.

Un'alternativa a questo sistema è adoperare come anodo il cavo stesso, privandolo della guaina isolante e lasciandolo il materiale conduttore esposto al plasma (*bare tether*) [14]. Anche con piccoli raggi del cavo l'area di raccolta di elettroni risulta comunque molto elevata viste le lunghezze tipiche dei tether. Da notare che la porzione di filo che può funzionare da anodo è quella che si trova a potenziale positivo. La corrente, che nel caso pre-

cedente era costante lungo tutto il cavo, qui varia lungo il tratto positivo e in generale sarà una funzione della posizione.

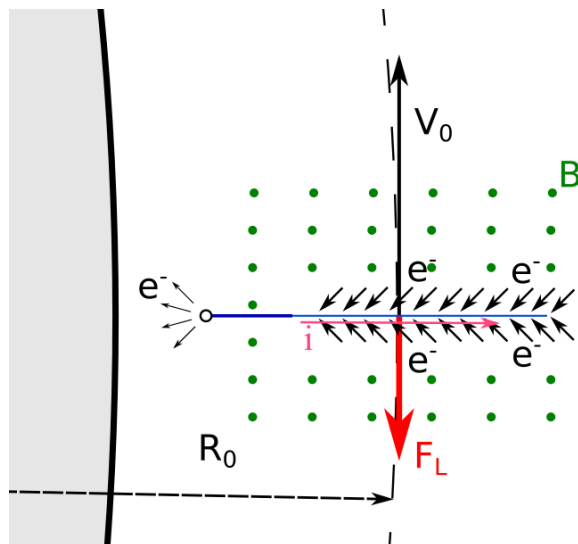


Figura 8 Bare tether in modalità generatore - drag in orbita prograduale LEO

Il cavo diventa quindi una sonda di Langmuir cilindrica molto estesa che raccoglie elettroni dal plasma secondo la teoria dell'*orbital motion limited* (OML) [15]. La raccolta ottimale di elettroni in regime OML avviene se il raggio del tether costituisce una frazione del giroraggio degli elettroni ed è minore di una lunghezza di Debye [10] [16]. Nell'ambito di questa tesi considereremo queste condizioni sempre soddisfatte, infatti per gli elettroni nella plasmasfera gioviana la lunghezza di Debye è pari ad almeno 1 m e il giroraggio a circa 10 cm , entrambi ben al di sopra della larghezza tipica di un tether.

Un'altra intuizione consiste nell'adottare al posto di un cavo tradizionale cilindrico un cavo a nastro (*tape tether*) descritto quindi non più da un raggio ma dallo spessore t e dalla larghezza w (oltre naturalmente alla lunghezza L). Questa configurazione risulta molto più efficace in termini di massa in quanto riesce a collezionare la stessa corrente in regime OML di un cavo cilindrico di pari cross section, a patto che la sua larghezza w sia minore di 4 lunghezze di Debye (condizione ancora largamente soddisfatta) [16].

La corrente in un cavo a nastro scoperto sarà funzione della posizione lungo il tether, ma possiamo introdurre un valore medio, i_{av} , molto utile per evitare un'integrazione in cui i parametri non sono noti con precisione. L'equazione di tale intensità di corrente media è [14] [16] [17]:

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

$$i_{av} = \frac{2}{5} \frac{2wL}{\pi} e N_e \sqrt{\frac{2e}{m_e} \Delta V} \quad [A]$$

dove:

- w : larghezza del tether [m];
- L : lunghezza del tether [m];
- e : carica dell'elettrone [C];
- N_e : densità elettronica nel plasma [$1/m^3$];
- m_e : massa dell'elettrone [kg];
- ΔV : differenza di potenziale indotta dal moto orbitale [V].

Sebbene l'equazione sia un'approssimazione, evidenzia bene la dipendenza lineare della corrente dalla lunghezza del tether e dalla densità elettronica locale. Nel seguito, se non diversamente specificato, la corrente che circola nel tether è sempre calcolata tramite questa formula.

2.2.2 Tipi di catodo

Viste le alte correnti attese per un sistema EDT, il catodo, responsabile dell'emissione degli elettroni all'altro capo del tether, deve garantire alte prestazioni e non rappresentare un collo di bottiglia per il sistema. La scelta ricade sugli *hollow cathodes*, già utilizzati come neutralizzatori per motori elettrici Hall o a ioni. Questo tipo di catodi genera alte correnti elettroniche combinando l'emissione termoionica con la ionizzazione per bombardamento elettronico. Per funzionare però ha bisogno di un gas da ionizzare, tipicamente xeno: questo, unito all'erosione delle parti interne e dell'elettrodo esterno (*keeper*) ne limitano la vita operativa [18].

2.2.3 EDT attorno a Giove

In una missione per lo studio di Giove e delle sue lune, l'uso di un sistema a filo elettrodinamico rappresenta una soluzione piuttosto allettante viste le caratteristiche dell'ambiente gioviano.

Innanzitutto il campo magnetico sviluppato dal mantello di idrogeno metallico del pianeta è molto intenso, con un momento di dipolo pari a circa 20000 volte quello terrestre

[11]. Questo amplifica la differenza di potenziale che si sviluppa lungo il tether. La plasmasfera inoltre, continuamente rifornita dalla luna Io, è tale da permettere facilmente la chiusura del circuito e alte correnti nel cavo a diverse quote: questo intensifica la forza di Lorentz agente sul filo e quindi rende possibili manovre orbitali importanti.

L'alta velocità di rotazione di Giove sul proprio asse, inoltre, rende molto bassa la quota giovostazionaria R_s : utilizzando come periodo di rotazione quello del System III(1965) [19] pari a 9 ore, 55 minuti e 29.711 secondi otteniamo che:

$$R_s = \sqrt[3]{\frac{\mu}{\omega_0^2}} = 160012.085 \text{ km}$$

dove $\mu = 126686536.1 \text{ km}^3/\text{s}^2$ è il parametro gravitazionale standard di Giove. Il raggio dell'orbita giovostazionaria è pari dunque a circa $2.24 R_j$: questo rende praticabile, al contrario del caso terrestre, la modalità di thrust passivo in quanto al di sopra di questa quota campo magnetico e plasmasfera gioviani sono ancora presenti.

Quindi grazie alle caratteristiche dell'ambiente gioviano un sistema a tether elettrodinamico è in grado di frenare grazie alla modalità generatore-drag al di sotto della quota giovostazionaria e accelerare con la modalità generatore - thrust al di sopra di tale quota. Entrambi i tipi di manovra non richiedono l'intervento del sistema di potenza di bordo, ma solo una pianificazione accorta di accensione e spegnimento dell'EDT. Il sistema di potenza è richiesto invece se lo spacecraft deve compiere una manovra di diminuzione della velocità quando si trova a distanze maggiori di R_s o, viceversa, un aumento della velocità quando a distanze minori di R_s : in entrambi i casi è necessario vincere la differenza di potenziale indotta dalla legge di Faraday per invertire il verso della corrente. Tuttavia le differenze di potenziale che si generano tra i capi di un tether, anche relativamente corto, immerso nell'ambiente gioviano sono piuttosto ingenti. Pertanto manovre di questo tipo vanno evitate per quanto possibile oppure, se veramente necessarie alla missione, affidate ad un motore chimico per evitare il sovradimensionamento del sistema di potenza.

2.2.4 Dimensionamento preliminare

Nell'arco di tutta la missione per l'esplorazione delle lune di Giove trattata in questa tesi, la manovra orbitale più critica è la cattura attorno al pianeta alla fine della fase interplanetaria. L'ingresso nella sfera di influenza del gigante gassoso pone lo spacecraft su di una

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

traiettoria iperbolica che deve essere chiusa in un'ellisse tramite un Δv di riduzione della velocità al pericentro per evitare di compiere un semplice flyby. Questa manovra è spesso definita JOI (*Jupiter Orbit Insertion*) [4] [20].

L'entrata in orbita della sonda è quindi ottenuta grazie ad una frenata in corrispondenza del pericentro dalla velocità iperbolica a quella dell'ellisse di cattura:

$$\Delta v = v_{hp} - v_{ep}$$

Per compiere tale manovra con un EDT il raggio di pericentro deve trovarsi nella sfera di drag di Giove, quindi compreso tra $1 R_J$ e $2.24 R_J$, e comunque piuttosto basso per permettere un ampio arco di drag e aumentare così il Δv equivalente. Trattandosi della manovra di gran lunga più critica dell'intera missione, il sistema elettrodinamico viene dimensionato rispetto ad essa.

Consideriamo un'iperbole di arrivo sul piano equatoriale di Giove: la v_∞ di ingresso, derivando da un'interplanetaria, possiamo considerarla compresa tra 5.6 km/s (v_∞ risultante da un trasferimento Terra-Giove alla Hohmann) e 6 km/s . Anticipando i risultati della fase interplanetaria esposti nel seguito, utilizziamo per i prossimi calcoli una velocità di eccesso iperbolico pari a:

$$v_\infty = 5.9431 \text{ km/s}$$

Come raggio di pericentro consideriamo tre diversi valori, $1.3 R_J$, $1.4 R_J$ e $1.5 R_J$, tutte quote che forniscono un sufficiente arco di drag all'EDT con il raggio pari a $1.3 R_J$ che chiaramente richiederà il minor Δv a parità di altre condizioni.

Le 3 iperboli corrispondenti ai 3 raggi di pericentro analizzati hanno i seguenti parametri (derivati con le formule riportate nell'Appendice A):

Tabella 5 Eccentricità, momento angolare e velocità al pericentro delle iperboli al variare del raggio di pericentro

$Rp [R_J]$	$1.3 R_J$	$1.4 R_J$	$1.5 R_J$
e	1,02591173	1,02790494	1,029898151
$h [km^2/s]$	4884002,616	5070861,708	5251419,417
$v_{hp} [km/s]$	52,55028659	50,66362778	48,96976274

Come orbita di cattura consideriamo un'ellisse con periodo pari a 230 giorni. Quindi in base ai 3 raggi di pericentro le 3 ellissi avranno:

CAPITOLO 2. SISTEMI A FILO

Tabella 6 Eccentricità, momento angolare e velocità al pericentro delle ellissi di cattura al variare del raggio di pericentro

$R_p [R_J]$	$1.3 R_J$	$1.4 R_J$	$1.5 R_J$
e	0,9914115	0,9907509	0,99009022
$h [km^2/s]$	4842238,1	5024194,3	5199672,18
$v_{h_p} [km/s]$	52,100913	50,197368	48,4872171

da cui vediamo che i Δv necessari alla cattura sono pari a:

$$\Delta v_{Rp=1.3 R_J} = 0,449373188 \text{ km/s}$$

$$\Delta v_{Rp=1.4 R_J} = 0,466259956 \text{ km/s}$$

$$\Delta v_{Rp=1.5 R_J} = 0,482545667 \text{ km/s}$$

Utilizzando l'equazione del razzo di Tsiolkovsky:

$$m_p = m_0 \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{I_{sp} g_0}} \right)$$

possiamo calcolare la corrispettiva quantità di propellente necessaria a compiere manovre di questo tipo. Considerando una massa iniziale $m_0 = 1000 \text{ kg}$ e un impulso specifico $I_{sp} = 250 \text{ s}$ otteniamo:

$$m_{p_{Rp=1.3 R_J}} = 167.424 \text{ kg}$$

$$m_{p_{Rp=1.4 R_J}} = 173.137 \text{ kg}$$

$$m_{p_{Rp=1.5 R_J}} = 178.609 \text{ kg}$$

Notiamo dunque che se la manovra di cattura viene portata a termine interamente da un EDT si ha un notevole risparmio di propellente e di massa.

Consideriamo ora il tether. Il parametro che più influenza il suo funzionamento è la lunghezza L , pertanto questa verrà fatta variare in un ampio intervallo di valori, tra 20 km e 80 km , e dall'analisi dei risultati verrà poi scelto quello che permette il miglior trade-off tra prestazioni, massa e realizzabilità.

Il cavo considerato è un *bare tether* in cui le dimensioni secondarie, larghezza e spessore, sono state scelte in base a [10] pari a $w = 0.03 \text{ m}$ e $t = 0.05 \cdot 10^{-3} \text{ m}$. Come materiale consideriamo per ora in maniera conservativa l'alluminio, la cui densità è $\rho = 2700 \text{ kg/m}^3$.

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

Con le formule esposte sopra e i modelli introdotti nel capitolo 1 è possibile analizzare le prestazioni del tether integrando la sua azione lungo l'arco di drag. La manovra orbitale compiuta dall'EDT avrà effetti evidenti solo a grandi distanze da Giove, dove l'orbita risulterà chiusa invece che iperbolica, mentre vicino al pianeta la transizione da iperbole a ellisse non risulta apprezzabile. Per questo è possibile introdurre un $\Delta v_{equivalente}$ per valutare in maniera più tradizionale le prestazioni del tether. Questo Δv rappresenta la variazione totale di velocità che può fornire il tether rimanendo acceso per tutto l'arco di drag ed è ottenuto tramite l'integrale:

$$\Delta v_{eq} = \int a(t) dt$$

dove $a(t)$ è l'accelerazione fornita al sistema dalla forza di Lorentz, variante con la posizione e quindi con il tempo ($a(t) = \frac{F_L(t)}{m_{sp}}$, con m_{sp} massa totale dello spacecraft, compreso il tether).

Quindi la traiettoria iperbolica, perturbata dall'azione dell'EDT, è integrata numericamente nel tempo all'interno dell'arco di drag secondo la formulazione di Cowell:

$$\dot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|^3} + \mathbf{a}$$

dove \mathbf{a} è per l'appunto l'azione di disturbo sull'orbita dello spacecraft da parte del tether elettrodinamico. Alla fine, se l'EDT è stato in grado di fornire un Δv_{eq} adeguato, la nuova traiettoria sarà un'ellisse.

Per quanto riguarda l'arco di drag, più questo è ampio, maggiore è il tempo in cui l'EDT può frenare lo spacecraft. Sebbene a distanze minori di $2.24 R_J$ la $\mathbf{v}_{spacecraft}$ è sicuramente maggiore in modulo a \mathbf{v}_{plasma} , abbiamo che in realtà, trattandosi di traiettorie iperboliche ed ellittiche, la componente $\mathbf{v}_{spacecraft}_\perp$ è già maggiore del modulo di \mathbf{v}_{plasma} quando lo spacecraft si trova a quote più basse di [10]

$$R_M = \sqrt{\frac{h}{\omega_J}} > R_s$$

con h momento angolare dell'orbita dello spacecraft e ω_J velocità di rotazione di Giove attorno al proprio asse.

CAPITOLO 2. SISTEMI A FILO

Considerando quanto finora detto, vediamo quanto vale il Δv_{eq} per diversi rapporti $\frac{m_{sp}}{m_{tether}}$ in corrispondenza dei 3 raggi di pericentro R_p , $1.3 R_J$, $1.4 R_J$ e $1.5 R_J$. Trascuriamo le cadute di potenziale nel plasma e supponiamo durante la cattura scollegati dal circuito dell'EDT tutti gli eventuali carichi di bordo in modo da fornire al filo la massima corrente disponibile. Consideriamo inoltre il tether sempre allineato con la verticale locale.

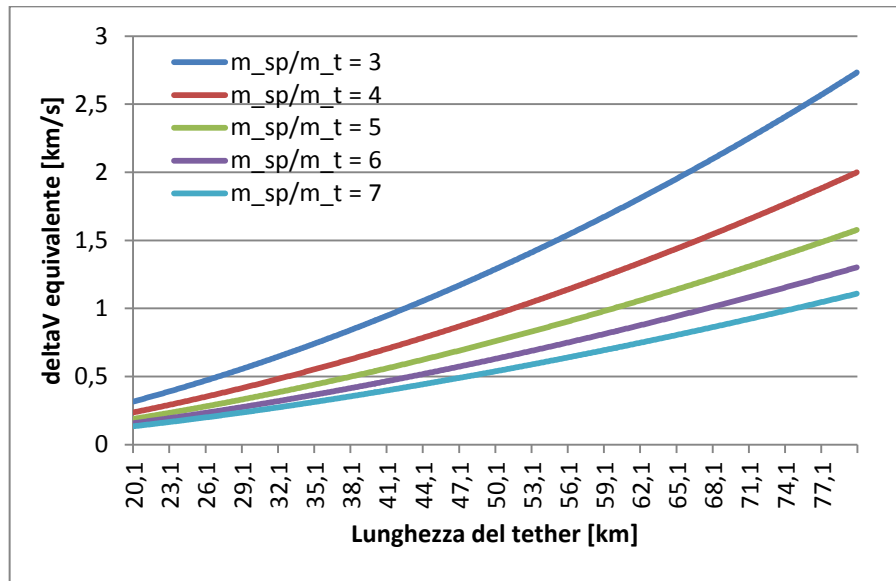


Figura 9 Iperbole con $R_p = 1.3 R_J$: Δv_{eq} fornito da tether elettrodinamici di lunghezza diversa e per diversi rapporti di massa $\frac{m_{sp}}{m_{tether}}$. Il tether è attivo per tutto l'arco di drag.

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

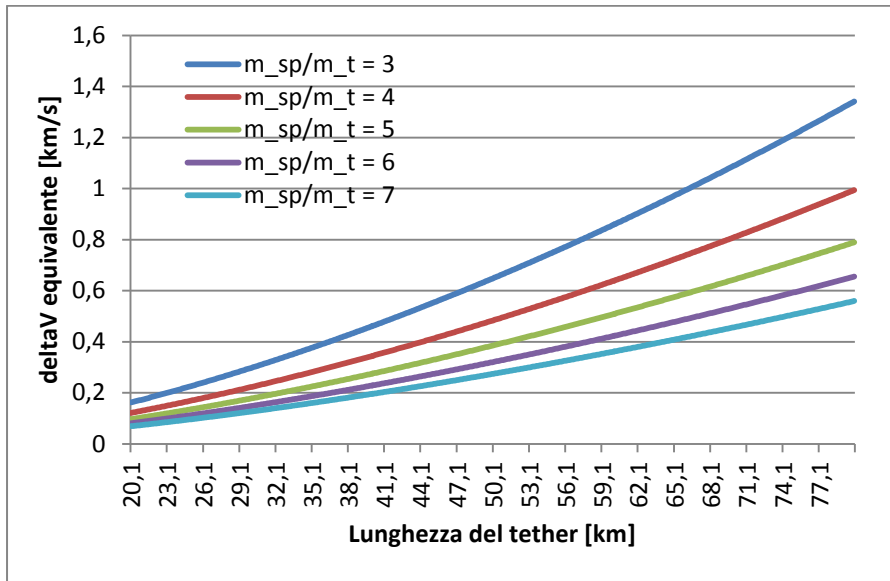


Figura 10 Iperbole con $R_p = 1.4 R_j$: Δv_{eq} fornito da tether elettrodinamici di lunghezza diversa e per diversi rapporti di massa $\frac{m_{sp}}{m_{tether}}$. Il tether è attivo per tutto l'arco di drag.

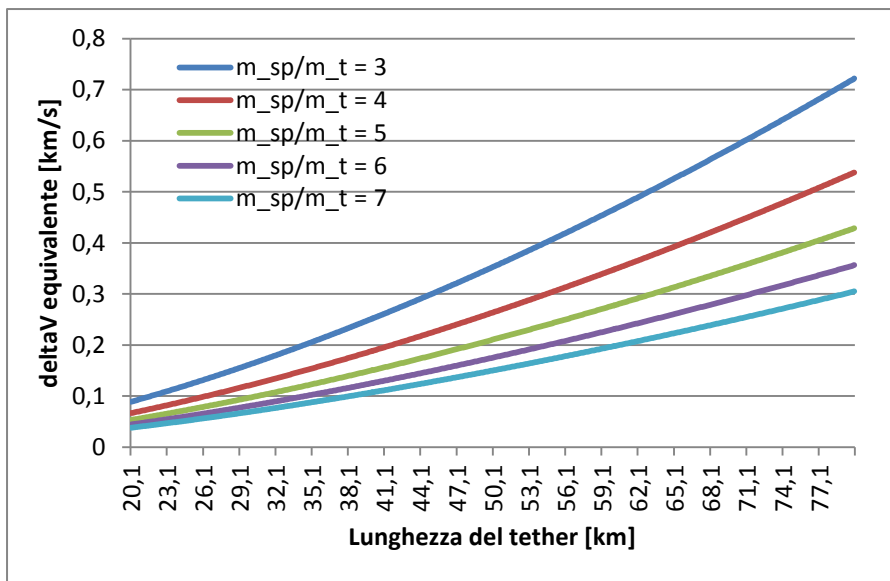


Figura 11 Iperbole con $R_p = 1.5 R_j$: Δv_{eq} fornito da tether elettrodinamici di lunghezza diversa e per diversi rapporti di massa $\frac{m_{sp}}{m_{tether}}$. Il tether è attivo per tutto l'arco di drag.

Osserviamo come grazie alle caratteristiche dell'ambiente gioviano un sistema a filo elettrodinamico riesce a compiere delle manovre orbitali estremamente importanti, potenzialmente anche dell'ordine di chilometri al secondo. Per la cattura sono necessari Δv

CAPITOLO 2. SISTEMI A FILO

molto minori, ottenibili accendendo l'EDT per un arco più breve rispetto alla sfera di drag.

Si noti come la distanza giochi un ruolo fondamentale: densità elettronica e intensità del campo magnetico diminuiscono velocemente all'aumentare di R_p e il tether, se non quando molto lungo e comunque solo per certi rapporti di massa, non riesce a fornire il Δv necessario alla cattura. Il raggio di pericentro pari a $1.5 R_J$ risulta infatti molto penalizzato da questo punto di vista.

Tuttavia non stiamo ancora considerando nell'analisi ciò che succede nel tether, cioè ΔV indotto e corrente.

Consideriamo allora la condizione più gravosa per un tether con $L = 50 \text{ km}$ durante l'iperbole di cattura a $R_p = 1.3 R_J$ (pari a 92939.6 km). Per ottenere la differenza di potenziale necessitiamo del campo magnetico a tale quota e della v_{rel} .

Per calcolare l'intensità campo magnetico ci serviamo del modello succitato e otteniamo:

$$B = 1.91581 \cdot 10^{-4} \text{ T}$$

Per la velocità relativa abbiamo bisogno della velocità della magnetosfera locale, ottenibile tramite:

$$v_{pla} = \omega_J R_p = 16.3437 \text{ km/s}$$

da cui la velocità relativa:

$$v_{rel} = v_{hp} - v_{pla} = 36.2066 \text{ km/s}$$

La differenza di potenziale risulta quindi:

$$\Delta V = v_{rel} B L = 346824.8 \text{ V}$$

Naturalmente questa varia lungo l'arco di drag in quanto sia il campo magnetico che la v_{rel} dipendono dalla distanza da Giove, ma in questo dimensionamento preliminare la consideriamo costante durante tutta la manovra.

Dal modello Divine-Garrett per la plasmasfera otteniamo una densità elettronica pari a:

$$N_e = 1710531684 \text{ 1/m}^3$$

quindi abbiamo tutti i dati per calcolare la corrente media che percorre il tether:

$$i_{av} = 36.564 \text{ A}$$

Questi valori così elevati di corrente e differenza di potenziale sono dovuti alle caratteristiche dell'ambiente gioviano, che permettono sì l'esecuzione con un tether elettrodinami-

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

co di manovre orbitali molto importanti, ma richiedono anche un'attenzione maggiore in fase di design.

La forza di Lorentz generata sul tether, ad esempio, è troppo elevata rispetto alla tensione fornita dal gradiente gravitazionale di Giove, quindi il tether si incurverebbe:

$$F_L = 350.2484 \text{ N}$$

che distribuita uniformemente lungo il filo da:

$$q = 0.007 \text{ N/m}$$

mentre la tensione fornita dal tether considerando anche la sua massa [10]:

$$T \simeq \frac{3\omega_0^2 L m_{sp}}{4} \left(1 - \frac{2m_t}{3m_{sp}} \right) \simeq 10 \text{ N}$$

con un rapporto tra le masse m_{sp}/m_t pari a 6.

Se il tether non è rettilineo il suo moto diventa instabile e difficile da controllare oltre a complicare enormemente le equazioni ricavate finora.

Dall'equazione classica della fune sottoposta ad un carico trasversale distribuito:

$$\frac{d^2 y}{ds^2} = \frac{q(s)}{T}$$

se integrata due volte, è possibile ottenere lo spostamento dovuto a q :

$$y(s) = \frac{q}{2T} s^2 - \frac{qL}{2T} s$$

Lo spostamento sarà massimo in corrispondenza di $s = \frac{L}{2}$:

$$y_{max} = -\frac{qL^2}{8T}$$

Si vede chiaramente che il debole gradiente gravitazionale gioviano non riesce a mantenere il tether rettilineo e allineato con la verticale locale.

Un modo per aumentare la tensione nel tether è la sua messa in rotazione sul piano orbitale attorno al centro di massa: la forza centrifuga che si viene a creare, se la velocità di rotazione è adeguata, può sopperire alle funzioni del gradiente gravitazionale e fornire la giusta tensione al cavo per mantenerlo rettilineo.

Supponendo ad esempio una rotazione tale da far compiere al sistema un giro ogni 20 minuti, la tensione nel tether vale [10]:

$$T \simeq \frac{\omega^2 L^2 \rho t w}{4} \left(\frac{m_{sp}}{m_t} - \frac{2}{3} \right) \simeq 370 \text{ N}$$

valore che limita lo spostamento massimo del punto medio del filo a

$$|y_{max}| \approx 5.9 \text{ km}$$

corrispondente a circa il 12 % della lunghezza totale del tether, che quindi con buona approssimazione può essere considerato rettilineo.

Un sistema EDT rotante introduce delle variazioni periodiche del segno della differenza di potenziale ΔV : nonostante il tether si trovi ancora sempre perpendicolare al vettore campo magnetico, \mathbf{L} si trova prima rivolto verso l'esterno dell'orbita e dopo mezzo periodo di rotazione verso l'interno. I momenti durante lo spin in cui \mathbf{L} e \mathbf{v}_{rel} risultano paralleli corrispondono ai passaggi per lo 0 dell'oscillazione di ΔV tra valori positivi e negativi. Si noti comunque che questa variazione di segni è dovuta unicamente all'evoluzione nel tempo dell'orientazione reciproca tra \mathbf{L} e $\mathbf{E}_m = \mathbf{v}_{rel} \times \mathbf{B}$: il campo elettromotore indotto, infatti, è sempre rivolto verso l'interno dell'orbita nell'ambiente gioviano per traiettorie prograde sotto la quota R_S (al contrario del caso terrestre in cui è rivolto verso l'esterno per la diversa orientazione del dipolo magnetico). Dunque il capo del tether con il potenziale positivo è comunque quello a quota più bassa mentre quello a quota più alta ha potenziale negativo.

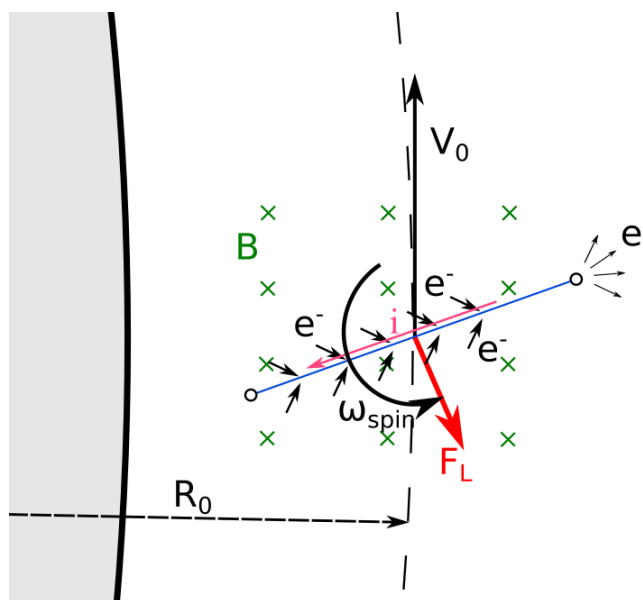


Figura 12 Schema di un bare tether rotante in orbita attorno a Giove al di sotto della quota giovostazionaria: modalità generatore - drag

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

Anche la corrente (con convenzione positiva) è rivolta sempre dal capo che durante la rotazione si trova a quota più alta verso quello opposto (mentre naturalmente la corrente elettronica si muove nel verso contrario). Questo richiede un funzionamento dei capi del tether alternato tra anodo e catodo. Per quanto riguarda l'anodo, poiché il sistema preso in esame finora è un *bare tether*, non è necessario prendere provvedimenti particolari, mentre è fondamentale fornire entrambi i capi di un dispositivo catodico per l'emissione di elettroni, che verrà acceso e spento in fase con la rotazione, per consentire la circolazione della corrente in entrambi i versi del tether.

Poiché la corrente oscilla assieme alla ΔV tra valori positivi e negativi, vi saranno momenti in cui è nulla: anche la forza di Lorentz quindi, che dipende strettamente dalla corrente, sarà nulla in tali istanti. Questo implica una diminuzione del Δv_{eq} fornito dall'EDT rispetto al caso precedente in cui la forza di Lorentz era presente lungo tutto l'arco di drag.

Vediamo come questo influenza la cattura riproponendo l'intervento di un tether elettrodinamico ai tre diversi raggi di pericentro con questa volta un sistema rotante attorno al proprio centro di massa ogni 20 minuti (quindi con $\omega = 0.005235988 \text{ rad/s}$). Nelle formule sopra quindi il vettore \mathbf{L} sarà quindi dato da:

$$\mathbf{L} = L(\cos \omega t \mathbf{i} + \sin \omega t \mathbf{j})$$

CAPITOLO 2. SISTEMI A FILO

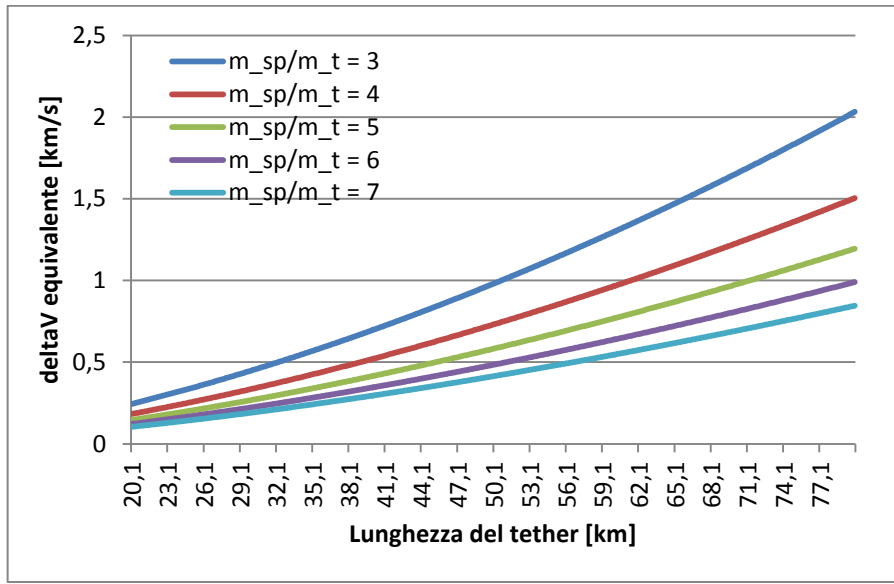


Figura 13 Iperbole con $R_p = 1.3 R_J$; Δv_{eq} fornito da tether elettrodinamici rotanti con $\omega = 0.00524 \text{ rad/s}$ di lunghezza diversa e per diversi rapporti di massa $\frac{m_{sp}}{m_{tether}}$. Il tether è attivo per tutto l'arco di drag.

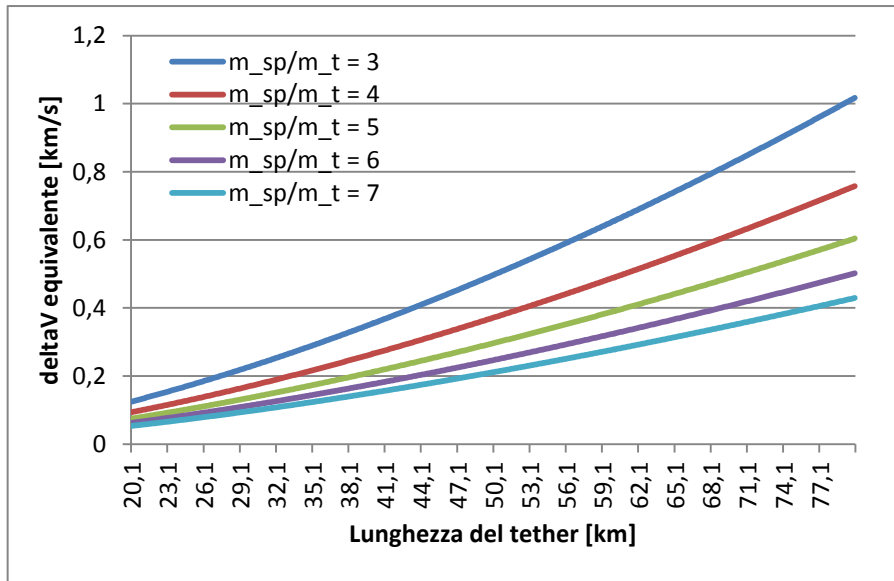


Figura 14 Iperbole con $R_p = 1.4 R_J$; Δv_{eq} fornito da tether elettrodinamici rotanti con $\omega = 0.00524 \text{ rad/s}$ di lunghezza diversa e per diversi rapporti di massa $\frac{m_{sp}}{m_{tether}}$. Il tether è attivo per tutto l'arco di drag.

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

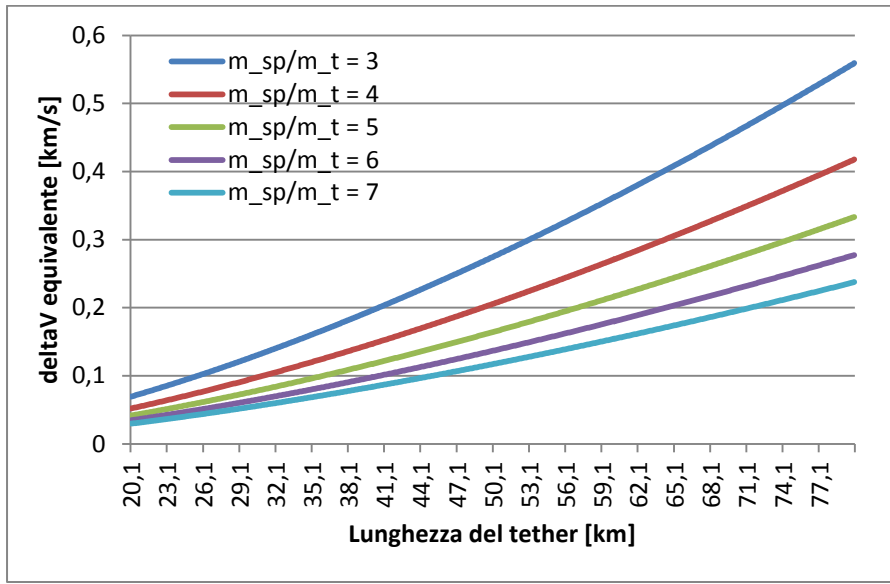


Figura 15 Iperbole con $R_p = 1.5 R_J$: Δv_{eq} fornito da tether elettrodinamici rotanti con $\omega = 0.00524 \text{ rad/s}$ di lunghezza diversa e per diversi rapporti di massa $\frac{m_{sp}}{m_{tether}}$. Il tether è attivo per tutto l'arco di drag.

Come è possibile osservare i Δv_{eq} risultano molto ridotti in tutti e tre i casi. Il raggio di pericentro pari a $1.5 R_J$ è troppo elevato e non permette una cattura tramite unicamente un EDT. Per gli altri due casi il discorso è diverso in quanto per tutti i rapporti di massa abbiamo una lunghezza del tether minima tale per cui il sistema è catturato in orbita. Il raggio di pericentro pari a $1.3 R_J$ presenta i migliori risultati in quanto permette a tether di lunghezze ragionevoli di catturare in orbita attorno a Giove spacecraft con rapporti $\frac{m_{sp}}{m_{tether}}$ elevati. Un EDT di lunghezza 50 km ad esempio consente la cattura di uno spacecraft con massa compresa tra le 6 e le 7 volte quella del tether.

Il moto rotazionale del tether, necessario per ottenere il giusto livello di tensione, pone delle restrizioni sui materiali utilizzabili per la sua realizzazione in quanto dovranno essere in grado di sostenere questo sforzo tensionale.

Utilizzando il valore per la tensione ottenuto sopra, $T = 370 \text{ N}$, possiamo calcolare lo sforzo normale in una sezione del tether:

$$\sigma = \frac{T}{wL} \approx 246.7 \text{ MPa}$$

Un fattore di sicurezza tipico per i tether è 3.5, quindi otteniamo una σ_{max} pari a 863.45 MPa . Le leghe di alluminio non presentano valori di UTS (*ultimate tensile*

strength) alti abbastanza, pertanto è necessario un rinforzo costituito da fibre di Kevlar o Zylon (PBO) che con UTS pari rispettivamente a 3.6 GPa e 5.8 GPa [13] possono sostenere le sollecitazioni più intense.

La scelta del materiale inoltre deve tener conto delle alte temperature dovute alla dissipazione di energia per effetto Joule che si generano nel tether a causa delle alte correnti, specialmente durante la cattura. L'ampia superficie esposta del tether (pari a 3000 m² per un filo lungo 50 km e largo 3 cm) unita ad un'emissività $\varepsilon = 0.8$ (potrebbe essere necessario un *coating*) può garantire un irraggiamento del calore verso l'esterno sufficiente a mantenere la temperatura del tether entro limiti ragionevoli.

I design drivers per il tether elettrodinamico sono spesso contrastanti e in conflitto tra loro: abbiamo visto ad esempio come per catturare uno spacecraft con una massa relativamente elevata sia necessario, per evitare lunghezze impraticabili del tether, sorvolare Giove ad una quota ridotta, mentre per evitare l'insorgere di correnti troppo alte che causerebbero problemi di smaltimento del calore sarebbe preferibile un R_p più alto.

Queste richieste contrastanti sono ben riassunte in [10]:

- per una cattura efficiente, cioè catturare in orbita uno spacecraft con un alto rapporto $\frac{m_{sp}}{m_{tether}}$, è necessario un rapporto $\frac{L^{3/2}}{t}$ alto e un R_p basso;
- per avere una tensione bassa nel tether, fatto che rilasserebbe le condizioni sul materiale, è necessario un rapporto $\frac{L^{5/2}}{t}$ basso e un R_p alto;
- per evitare il surriscaldamento del tether, quindi mantenere la sua temperatura a livelli accettabili, il rapporto $\frac{L^{3/8}}{\varepsilon^{1/4}}$ deve essere basso e R_p alto.

La scelta dei parametri, in particolare della lunghezza del tether, si traduce quindi in un trade-off tra queste condizioni.

I parametri per l'EDT scelti per questa tesi sono:

- $L = 50 \text{ km}$
- $w = 0.03 \text{ m}$
- $t = 0.05 \cdot 10^{-3} \text{ m}$
- $\rho = \rho_{Al} = 2700 \text{ kg/m}^3$
- $m_t = 202.5 \text{ kg}$

2.2. SISTEMI A FILO ELETTRODINAMICO

- $\frac{m_{sp}}{m_{tether}} = 6.5$
- $m_{sp} = 1316.25 \text{ kg}$

La rotazione dello spacecraft può essere instaurata per mezzo di propulsori a gas freddo. Lo spacecraft una volta dispiegato il tether si presenta come in figura 16: il cavo, lungo 50 km , è passante all'interno del corpo principale della sonda che si trova nel centro di massa del sistema.



Figura 16 Rappresentazione schematica del sistema composto da spacecraft e tether: il cavo è passante all'interno dello spacecraft e presenta un *hollow cathode* ad entrambi i capi per far circolare la corrente in entrambi i sensi.

L'iperbole di cattura ha come raggio di pericentro $R_p = 1.3 R_J$. Il Δv_{eq} di frenata con queste caratteristiche del tether è pari a 0.4456 km/s , che risulta essere minore rispetto al Δv necessario alla cattura per tale raggio di pericentro, che ricordiamo essere $\Delta v_{R_p=1.3 R_J} = 0,4494 \text{ km/s}$. Vedremo nel seguito come è possibile ridurre il Δv necessario alla cattura e utilizzare comunque questi parametri per l'EDT.

CAPITOLO 2. SISTEMI A FILO

Capitolo 3

Algoritmi di ottimizzazione

Gli evolutionary algorithms sono algoritmi stocastici di ottimizzazione globale che traggono ispirazione nella loro implementazione dagli schemi di evoluzione genetica tipici degli organismi viventi. Lo scopo di tali algoritmi è ricercare il minimo globale di una funzione continua f , detta funzione obiettivo, all'interno del suo dominio: ciò significa trovare la variabile \mathbf{X} tale per cui $f(\mathbf{X})$ è minimo.

$$f(\mathbf{X}) : \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$$

\mathbf{X} è una variabile continua in \mathbb{R}^n e rappresenta un vettore n -dimensionale contenente i parametri da cui dipende la funzione. Per limitare lo spazio di ricerca ad ogni parametro vengono imposti un limite inferiore e superiore (*lower e upper boundaries*).

Questo tipo di algoritmi si dimostra molto efficace in diversi campi, dalla finanza all'ingegneria, dalla chimica all'astrodinamica. Tale duttilità è dovuta al fatto che la funzione da ottimizzare è vista dall'algoritmo come una black-box, cioè l'ottimizzatore non conosce la funzione, può solo conoscere il suo output in corrispondenza di una qualunque \mathbf{X} all'interno del dominio inserita in input.

Esistono diversi algoritmi di ottimizzazione e nel seguito parleremo di quelli utilizzati in questa tesi, ma in questa sezione introduttiva risulta utile introdurre i concetti di base in quanto comuni a tutti.

Visto il parallelismo con la genetica, per descrivere questo tipo di algoritmi viene usata una terminologia propria della biologia: la variabile \mathbf{X} rappresenta un cromosoma e i parametri in esso contenuti sono i geni. Il valore della funzione obiettivo in corrispondenza

di un particolare cromosoma viene detto fitness di tale \mathbf{X} : quello cui corrisponde la fitness minore è il cromosoma con il miglior corredo genetico (cioè i migliori parametri). Gli evolutionary algorithms inoltre non considerano una \mathbf{X} per volta, ma lavorano su un insieme di cromosomi candidati ad essere il minimo: per questo si parla di popolazione i cui membri, o individui, sono per l'appunto i vettori \mathbf{X} .

Questi algoritmi di ottimizzazione ricercano il minimo della funzione obiettivo analizzando le fitness degli individui della popolazione e tentano di migliorarla applicando mutazioni genetiche agli individui: in questo modo, in uno schema che ricorda la selezione naturale, soltanto i membri con i geni migliori sopravvivono. La popolazione così evolve, il valore della fitness diminuisce e ad ogni generazione (cioè ogni iterazione) gli individui si avvicinano sempre di più al minimo. Alla fine del processo all'interno della popolazione sono sopravvissuti in teoria solo l'individuo migliore e i suoi cloni e il processo ha raggiunto la convergenza. L'individuo migliore contiene al suo interno i geni, cioè i parametri, con i quali si dovrebbe ottenere il minimo globale della funzione obiettivo.

Nella frase precedente l'uso del condizionale ha fatto emergere il più grande difetto di questi algoritmi: si tratta infatti come detto sopra di metodi euristici, basati in larga parte sul caso: nonostante ogni algoritmo si differenzi sulle modalità, le mutazioni da applicare ai membri della popolazione sono sempre governate da processi random e la stessa popolazione iniziale da cui parte l'evoluzione è generata in maniera random. Dunque non vi è garanzia che il risultato finale rappresenti effettivamente il minimo globale: potrebbe essersi verificata la stagnazione dell'intera popolazione presso un minimo locale e non c'è modo di sapere se questo sia vero o falso.

Un altro punto critico è la scelta dei parametri di ottimizzazione: ogni algoritmo possiede un certo numero di parametri caratteristici che regolano i processi di mutazione, ricombinazione e selezione della popolazione e quindi ne influenzano il processo evolutivo. Sebbene gli evolutionary algorithms si dimostrino in generale molto duttili ed efficaci, vi sono situazioni in cui una cattiva scelta dei parametri può compromettere la ricerca del minimo, rallentandola, deviandola o addirittura impedendo la convergenza. Questo può accadere in presenza di funzioni obiettivo rumorose o mal condizionate in cui i parametri standard non risultano efficaci. Si rende necessario un *fine tuning* dei parametri attorno alla funzione obiettivo in questione, operazione molto costosa in termini di tempo. Esistono molti ed estesi lavori riguardo alla regolazione dei parametri di ottimizzazione, ma

in questa tesi tale problema è stato evitato per quanto possibile: alcuni algoritmi infatti permettono l'implementazione di tecniche di auto adattamento dei parametri in itinere, cioè nel corso dell'ottimizzazione, alleviando così l'utente dal peso della scelta. Dove questa soluzione non era praticabile sono stati usati i parametri standard o quelli consigliati.

3.1 Differential evolution

L'algoritmo di ottimizzazione *differential evolution* si ispira ai processi di evoluzione genetica che si incontrano in natura. Si distingue per la facilità di implementazione, l'uso efficace delle risorse di calcolo e la possibilità di variare in maniera semplice gli schemi usati per la generazione di nuovi individui.

La *differential evolution* è stata introdotta da Price e Storn nel 1995 e da allora è diventata uno degli algoritmi di ottimizzazione più performanti, affidabili ed utilizzati nei campi più svariati.

L'idea alla base della *differential evolution* è quella di creare i membri della nuova generazione a partire dalla somma della differenza pesata tra due individui con un terzo individuo, tutti scelti dalla generazione precedente.

I parametri principali dell'algoritmo sono 3: il numero NP di individui che compongono la popolazione, un fattore moltiplicativo della mutazione $F \in [0, 2]$ e il fattore di crossover $CR \in [0, 1]$.

La popolazione iniziale viene creata in maniera random dall'algoritmo e contiene NP cromosomi \mathbf{X} (gli individui candidati) ciascuno con un numero D di geni (dove D sono i parametri della funzione da ottimizzare, quindi rappresenta la dimensionalità del problema).

Esistono diverse versioni della *differential evolution*, ma per tutte possiamo individuare i passaggi fondamentali che vengono svolti ad ogni iterazione:

- Mutazione: a partire da un individuo della generazione G a cui viene sommata la differenza tra altri due individui moltiplicata per il fattore di amplificazione F vengono generati dei membri mutanti. Qui avviene l'evoluzione differenziale:

$$Y_i^G = X_j^G + F \cdot (X_k^G - X_l^G)$$

con $i, j, k, l \in [1, D]$ e $i \neq j \neq k \neq l$. Le modalità con cui vengono scelti gli individui per portare a termine la mutazione dipende dalla versione della *differential evolution*.

- Crossover: i membri della nuova generazione vengono creati combinando gli individui della generazione G e gli Y creati con la mutazione. Ad ogni gene di ogni individuo viene assegnato un numero random: se questo si rivela minore del fattore di crossover CR viene permessa la trasmissione del gene mutato da Y_i^G al nuovo individuo X_i^{G+1} , altrimenti quel particolare gene viene ereditato dall'antenato X_i^G .

$$X_i^{G+1}(h) = \begin{cases} Y_i^G(h) & \text{if } rand \leq CR \\ X_i^G(h) & \text{if } rand > CR \end{cases}$$

CR in un certo senso rappresenta quindi la probabilità di mutazione.

- Selezione: prima di entrare a far parte a pieno titolo della nuova generazione, la fitness di ogni individuo X_i^{G+1} viene confrontata con quella del suo predecessore X_i^G : se è minore prende il suo posto, altrimenti no (approccio greedy).

$$X_i^{G+1} = \begin{cases} X_i^{G+1} & \text{if } f(X_i^{G+1}) \leq f(X_i^G) \\ X_i^G & \text{if } f(X_i^{G+1}) > f(X_i^G) \end{cases}$$

Le 5 varianti principali della *differential evolution*, che riguardano in particolare l'operazione di mutazione, vengono introdotte da Storn e Price nel 1997 [21] e differiscono principalmente per il metodo di creazione dei nuovi individui. Il codice usato per identificare le varie versioni segue lo schema DE/x/y, dove x rappresenta il metodo di selezione del vettore (può essere un individuo random o il migliore) a cui va sommata la differenza pesata e y il numero di differenze pesate che vengono sommate a tale vettore.

- DE/best/1 $Y_i^G = X_{best} + F \cdot (X_{rand1} - X_{rand2})$
- DE/rand/1 $Y_i^G = X_{rand1} + F \cdot (X_{rand2} - X_{rand3})$
- DE/rand-to-best/1 $Y_i^G = X_{rand1} + F \cdot (X_{best} - X_{rand2}) + F \cdot (X_{rand3} - X_{rand4})$
- DE/best/2 $Y_i^G = X_{best} + F \cdot (X_{rand1} - X_{rand2}) + F \cdot (X_{rand3} - X_{rand4})$
- DE/rand/2 $Y_i^G = X_{rand1} + F \cdot (X_{rand2} - X_{rand3}) + F \cdot (X_{rand4} - X_{rand5})$

L'indice *best* identifica l'individuo della generazione precedente con la fitness migliore, mentre i *rand1*, *rand2*, *rand3*, *rand4* e *rand5* indicano individui scelti casualmente dalla

3.1. DIFFERENTIAL EVOLUTION

precedente popolazione con la particolarità che devono essere tutti diversi tra loro e diversi dall'indice i dell'individuo attuale su cui si sta operando la mutazione.

In combinazione con tutte e 5 le varianti principali di *differential evolution* si possono utilizzare due tipi di crossover, binomiale ed esponenziale. Le versioni totali sono dunque 10 e il crossover utilizzato viene specificato secondo lo schema sopra con un altro slash in coda al nome, quindi ad esempio si ha DE/best/1/exp o DE/rand/2/bin.

Il crossover binomiale è sostanzialmente quello già descritto sopra nella fase di crossover: per ogni gene di ogni individuo viene generato un numero random il quale se minore di CR consente la trasmissione del gene mutante alla prole, in caso contrario il gene è ereditato direttamente dall'antenato. Il crossover esponenziale confronta anch'esso un numero random generato per ogni gene con CR , ma inizia questa procedura da un gene casuale, non necessariamente il primo, e da qui procede in ordine. Ancora una volta, se il numero random è minore di CR il gene mutato passa al nuovo individuo e si procede così finché uno dei numeri random è maggiore di CR : per questo gene e per tutti quelli rimanenti sarà invece il gene dell'antenato ad essere trasmesso al nuovo individuo.

I parametri che regolano l'ottimizzazione hanno un impatto molto forte sull'evoluzione della popolazione ed è improbabile che quelli scelti, che tra l'altro si mantengono costanti per tutte le generazioni, siano i migliori per il particolare problema affrontato. Storn⁶ fornisce delle regole di massima per la scelta iniziale di tali parametri: $F = 0.8$, o comunque scelto nell'intervallo $[0.5 \ 1]$, si rivela spesso molto efficace; per CR invece va scelto un valore basso in presenza di scarsa correlazione tra le variabili, un valore più alto se la correlazione aumenta. Valori standard per questi due parametri sono infatti $F = 0.7$ e $CR = 0.7$. Il numero di individui della popolazione ha meno influenza sull'andamento dell'ottimizzazione, ma un valore consigliato è $NP = 10D$, cioè 10 volte la dimensionalità del problema.

All'algoritmo *differential evolution* utilizzato in questo elaborato⁷ è stata aggiunta una modalità di *self-adapting* dei parametri basata su [22]. L'idea è quella di far evolvere F e CR assieme alla popolazione in modo tale da avere sempre dei parametri ottimi indipendentemente dalla funzione ad ogni step dell'iterazione.

⁶ <http://www1.icsi.berkeley.edu/~storn/code.html>

⁷ <https://it.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/18593-differential-evolution> (Markus Bühren)

Ad ogni individuo vengono aggiunti 2 geni che contengono appunto i due parametri F e CR . Questi sono unici per ogni individuo e controllano le mutazioni solamente dell'individuo a cui appartengono. Facendo parte dello schema dell'algoritmo non vengono passati alla funzione obiettivo e subiscono un processo evolutivo parallelo a quello degli altri parametri, ma seguendo regole diverse. In particolare:

$$CR_i^{G+1} = \begin{cases} rand_1 & \text{if } rand_2 \leq \tau_2 \\ CR_i^G & \text{if } rand_2 > \tau_2 \end{cases}$$

$$F_i^{G+1} = \begin{cases} F_l + rand_1 \cdot F_u & \text{if } rand_2 \leq \tau_1 \\ F_i^G & \text{if } rand_2 > \tau_1 \end{cases}$$

dove $\tau_1 = \tau_2 = 0.1$, $F_l = 0.1$ e $F_u = 0.9$. La mutazione dei parametri della funzione obiettivo avviene con i parametri CR e F dopo che questi hanno subito il proprio processo di evoluzione.

Questa strategia permette di evitare il problema del *fine tuning* e in generale permette il raggiungimento di risultati migliori più rapidamente.

3.2 CMA-ES

Il CMA-ES (*Covariance Matrix Adaptation Evolution Strategy*) è un algoritmo di ottimizzazione per funzioni continue non lineari e non convesse, anche mal condizionate o rumorose. Rispetto alla *differential evolution* non implementa in maniera semplice un aspetto dell'evoluzione genetica osservato in natura, ma fa un uso raffinato della teoria della probabilità [23]. Questa complessità si evidenzia nel maggior numero di parametri per l'ottimizzazione rendendo in teoria più lunga e complicata la fase di tuning in base alla particolare funzione da ottimizzare. Un punto di forza del CMA-ES però è l'implementazione al suo interno di valori standard per tali parametri, già ottimizzati dagli autori per le migliori prestazioni con ogni tipo di funzione, alleggerendo così il carico di lavoro dell'utente [24]. L'unico parametro lasciato alla sua scelta è la grandezza della popolazione, cioè il numero di individui, denominato λ nell'ambito del CMA-ES mentre n rappresenta la dimensionalità del problema.

3.2. CMA-ES

La variante del CMA-ES più diffusa è la $(\frac{\mu}{\mu_w}, \lambda)$ -CMA-ES. L'implementazione in codice MATLAB per l'algoritmo di ottimizzazione CMA-ES è disponibile online⁸.

Questo algoritmo richiede in input il valore iniziale della media da cui generare la popolazione, \mathbf{X}_0 , e la deviazione standard iniziale per ogni coordinata, o ampiezza dello step, σ_k .

La creazione degli individui della nuova generazione avviene tramite il campionamento di una distribuzione normale multivariata:

$$X_k^{g+1} = m^g + \sigma^g \mathcal{N}(0, C^g) \quad \text{con } k = 1 \dots \lambda$$

dove:

- $m^g \in \mathbb{R}^n$, valore medio della popolazione alla generazione g ;
- $\sigma^g \in \mathbb{R}$, deviazione standard globale della popolazione alla generazione g ;
- $\mathcal{N}(0, C^g)$ distribuzione normale multivariata con valore medio nullo e matrice di covarianza C^g ;
- $C^g \in \mathbb{R}^{n \times n}$, matrice di covarianza alla generazione g .

Una matrice di covarianza è costruita tenendo conto che l'elemento di posizione i, j è la covarianza, espressione della dipendenza tra due variabili statistiche, tra gli elementi i e j di un vettore. Poiché la covarianza tra due variabili x e y è uguale a quella tra y e x , la matrice di covarianza è simmetrica e inoltre sulla diagonale saranno presenti le varianze di tutti gli elementi del vettore. Nel caso in questione la covarianza è valutata tra gli elementi del vettore \mathbf{X} , cioè tra i suoi geni.

Per la nuova generazione vengono calcolati, oltre che gli individui, anche la nuova media m^{g+1} , la matrice di covarianza C^{g+1} e la deviazione standard σ^{g+1} . Queste quantità vengono aggiornate ad ogni iterazione in modo da massimizzare la probabilità che l'individuo che minimizza la funzione si trovi nella prossima generazione.

Per prima cosa gli individui facenti parte della popolazione vengono ordinati secondo la rispettiva fitness, dalla più bassa alla più alta. Il valore medio viene calcolato come la media pesata tra i primi μ individui ordinati della nuova generazione, i genitori:

$$m^{g+1} = \sum_{i=1}^{\mu} w_i X_i^{g+1}$$

⁸ https://www.lri.fr/~hansen/cmaes_inmatlab.html (Nikolaus Hansen)

CAPITOLO 3. ALGORITMI DI OTTIMIZZAZIONE

con i pesi $w_i \in \mathbb{R}$, $w_1 \geq w_2 \geq \dots \geq w_\mu \geq 0$ e $\sum_{i=1}^{\mu} w_i = 1$. μ corrisponde solitamente a metà λ , cioè metà popolazione. Usare pesi diversi rappresenta una sorta di selezione.

Viene introdotto anche il concetto di μ_{eff} :

$$\mu_{eff} = \frac{1}{\sum_{i=1}^{\mu} w_i^2}$$

La formula per valutare il nuovo valore medio può essere anche generalizzata in:

$$m^{g+1} = m^g + c_m \sum_{i=1}^{\mu} w_i (X_i^{g+1} - m^g)$$

dove $c_m \leq 1$ rappresenta un coefficiente di apprendimento e per funzioni non rumorose il suo valore viene lasciato pari a 1.

La matrice di covarianza viene aggiornata tramite la seguente formula:

$$C^{g+1} = \left(1 - c_1 - c_\mu \sum w_j\right) C^g + c_1 p_c^{g+1} (p_c^{g+1})^T + c_\mu \sum_{i=1}^{\lambda} w_i y_i^{g+1} (y_i^{g+1})^T$$

dove:

- $c_1 \leq 1$, coefficiente di apprendimento;
- $c_\mu \leq 1$, coefficiente di apprendimento;
- $p_c^{g+1} = (1 - c_c) p_c^g + \sqrt{c_c(2 - c_c) \mu_{eff} \frac{m^{g+1} - m^g}{\sigma^g}}$, dove $c_c \leq 1$, coefficiente di apprendimento;
- $y_i^{g+1} = (X_i^{g+1} - m^g) / \sigma^g$.

La nuova deviazione standard viene calcolata con la seguente:

$$\sigma^{g+1} = \sigma^g \cdot e^{\frac{c_\sigma}{d_\sigma} \left(\frac{\|p_\sigma^{g+1}\|}{E\|\mathcal{N}(0, I)\|} - 1 \right)}$$

dove:

- $c_\sigma < 1$;
- $d_\sigma \approx 1$, coefficiente di smorzamento;
- $p_\sigma^{g+1} = (1 - c_\sigma) p_\sigma^g + \sqrt{c_\sigma(2 - c_\sigma) \mu_{eff} C^g \frac{1}{2} \frac{m^{g+1} - m^g}{\sigma^g}}$;
- $E\|\mathcal{N}(0, I)\| = \sqrt{2} \Gamma\left(\frac{n+1}{2}\right) / \Gamma\left(\frac{n}{2}\right)$, valore atteso per $\|p_\sigma^{g+1}\|$.

3.2. CMA-ES

Le iterazioni procedono aggiornando ad ogni generazione, seguendo la fitness migliore, il valore medio, la matrice di covarianza e la deviazione standard finché non viene raggiunto un criterio di convergenza.

I valori pre-impostati per tutti i parametri del CMA-ES finora incontrati sono riportati qui di seguito:

- $\mu = \text{floor}\left(\frac{\lambda}{2}\right)$
- $c_\sigma = \frac{\mu_{eff}+2}{n+\mu_{eff}+5}$
- $d_\sigma = 1 + 2\max\left(0, \sqrt{\frac{\mu_{eff}-1}{n+1}} - 1\right) + c_\sigma$
- $c_c = \frac{4+\mu_{eff}/n}{n+4+2\mu_{eff}/n}$
- $c_1 = \frac{\alpha_{cov}}{(n+1.3)^2+\mu_{eff}}$ con $\alpha_{cov} = 2$
- $c_\mu = \min\left(1 - c_1, \alpha_{cov} \frac{\mu_{eff}-2+1/\mu_{eff}}{(n+2)^2+\alpha_{cov}\mu_{eff}/2}\right)$ con $\alpha_{cov} = 2$

Capitolo 4

Design della missione

In questo capitolo sono esposti gli algoritmi usati per il design delle traiettorie di una missione il cui obiettivo è lo studio delle lune galileiane di Giove. I risultati ottenuti sono riportati nel prossimo capitolo.

Trattandosi di un design preliminare, vedremo quali sono le assunzioni fatte e i modelli semplificati adottati.

La missione si compone di 4 fasi:

- fase interplanetaria, per raggiungere il sistema di Giove;
- fase di cattura in orbita attorno al pianeta;
- fase di riduzione del periodo orbitale e aumento della quota di pericentro;
- tour delle lune galileiane.

La fase interplanetaria è stata implementata per rendere completa la missione: all'ingresso del sistema gioviano viene infatti usata come velocità iniziale la v_∞ derivante dall'interplanetaria, mentre solitamente, quando si progetta un tour delle lune, si suppone una v_∞ derivante da un trasferimento Terra-Giove alla Hohmann [16]. La fase interplanetaria è stata molto utile nelle prime fasi dello sviluppo di questa tesi perché ha permesso la verifica delle subroutine astrodinamiche, il debugging del programma principale e l'acquisizione di maggiore esperienza nell'uso degli ottimizzatori.

Le ipotesi semplificative sono comuni a tutte le fasi e sono riportate qui di seguito:

- Orbite kepleriane: non vengono considerati i disturbi del terzo corpo, non sfericità dei campi gravitazionali, radiazione solare;
- Coniche raccordate: le traiettorie interplanetarie e interlunari sono in generale archi di ellissi mentre i flyby sono iperbolici;
- Δv impulsivi: le variazioni di velocità avvengono istantaneamente in un punto (quando ci sarà l'intervento dell'EDT ritorneremo su questa ipotesi).

Gli algoritmi utilizzati per lo sviluppo di questa tesi sono tutti scritti in linguaggio MATLAB e i risultati sono stati ottenuti con Octave e MATLAB.

4.1 Fase interplanetaria

Con i lanciatori attuali spesso non è possibile raggiungere direttamente i pianeti esterni, ma sono necessari vari flyby con i pianeti intermedi per aumentare gradualmente l'energia orbitale dello spacecraft e fargli raggiungere infine il suo obiettivo. Un discorso simile vale anche per i pianeti interni.

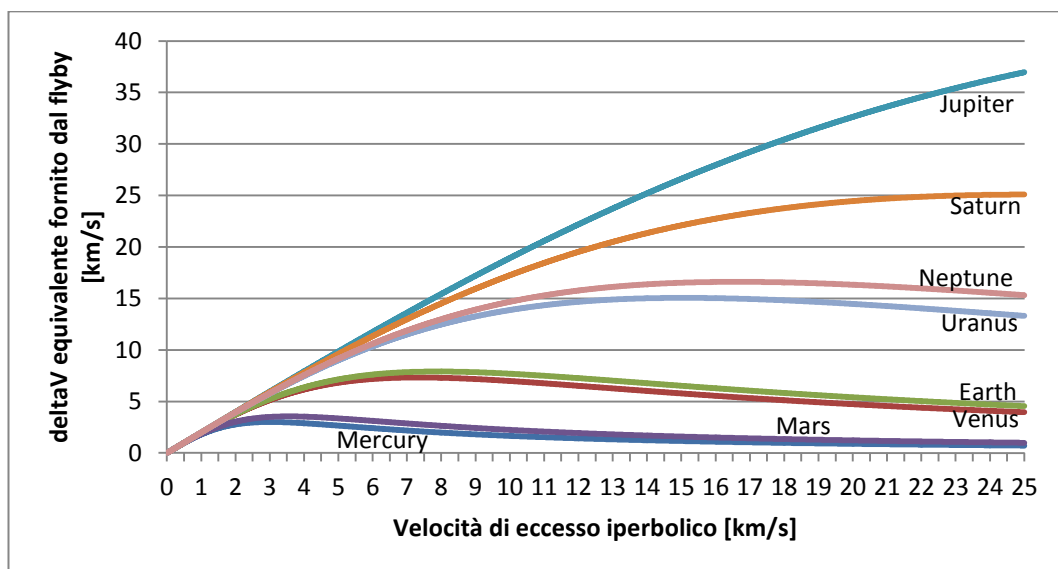


Figura 17 Δv_{eq} fornito per diverse v_{∞} da un flyby con raggio di pericentro radente la superficie del pianeta

4.1. FASE INTERPLANETARIA

In questo elaborato è richiesto un trasferimento dalla Terra a Giove, ma tratteremo il problema in maniera generale, senza assunzioni sulla sequenza dei pianeti.

Alla sonda sono permesse variazioni di velocità solo alla partenza, per lasciare l'orbita di parcheggio attorno al primo pianeta della sequenza, alla fine, per la cattura in orbita attorno all'ultimo pianeta, e in un punto durante ciascun tratto interplanetario. Questo problema è conosciuto come MGA-1DSM (*multiple gravity assist - 1 deep space maneuver*) [25].

Consideriamo una traiettoria interplanetaria qualunque che coinvolge una sequenza di N pianeti, in cui il primo è il pianeta di partenza e l'ultimo quello di arrivo, collegati da $N - 1$ tratti. Più avanti vedremo il caso particolare della partenza e dell'arrivo, ma per ora concentriamoci su un tratto intermedio compreso tra due pianeti di cui è previsto il flyby.

Consideriamo dunque il tratto i -esimo (anche detto *leg*) tra i pianeti i e $i + 1$. Alla sonda imponiamo per percorrere tale tratto un tempo ToF_i (*time of flight*), solitamente espresso in giorni. Per le assunzioni sopra di orbite kepleriane e coniche raccordate, la *leg* i -esima sarà generalmente un arco di ellisse nel sistema eliocentrico, mentre durante i flyby avremo iperboli nel sistema planetocentrico.

Come prima cosa la sonda deve compiere il flyby del pianeta i : la velocità dello spacecraft prima del flyby, $\mathbf{v}_{pre-flyby_i}$, è nota dalla *leg* precedente, quindi vogliamo conoscere la nuova velocità eliocentrica $\mathbf{v}_{post-flyby_i}$ dopo il flyby. È possibile modellare i vari flyby con due soli parametri, che uniti alla velocità relativa tra pianeta e spacecraft, caratterizzano completamente l'iperbole del flyby: il raggio di pericentro R_p e l'orientazione β del piano su cui giace l'iperbole (si veda l'Appendice A). Un flyby di questo tipo opera solo una rotazione della \mathbf{v}_∞ , pertanto non richiede propellente. Rappresentando il flyby con questi due parametri (su cui saranno applicati vincoli opportuni in base al pianeta in questione) è possibile restare nel sistema di riferimento eliocentrico e sostituire al flyby una variazione di velocità istantanea in corrispondenza del punto di incontro tra pianeta e spacecraft.

Questa semplificazione consente di far corrispondere i punti iniziale e finale del tratto i -esimo dell'interplanetaria con le posizioni dei pianeti i e $i + 1$ della sequenza: considerando JD_i la data giuliana in cui la sonda comincia a percorrere tale tratto, la posizione del pianeta i sarà calcolata alla data JD_i , mentre quella del pianeta $i + 1$ alla data $JD_i + ToF_i$.

Le posizioni dei pianeti sono ottenibili tramite effemeridi polinomiali (riportate nell'Appendice B), che, nonostante rappresentino delle approssimazioni rispetto alla posizione vera, sono più che sufficienti per un design preliminare della traiettoria. La formulazione polinomiale inoltre rende poco costosa in termini di tempo di calcolo la subroutine che si occupa di tale operazione e questo rappresenta un vantaggio durante le ottimizzazioni. In questa tesi sono state usate in primo luogo tali effemeridi per ottenere dei risultati iniziali, poi questi sono stati verificati e migliorati ricorrendo ai kernel SPICE del NAIF⁹: questo toolkit (denominato *mice* per MATLAB) rappresenta uno standard per quanto riguarda la geometria di una missione [26] e tra i vari servizi a disposizione dell'utente vi sono anche delle effemeridi planetarie molto precise. Trascurando disturbi come la radiazione solare e l'influenza gravitazionale degli altri corpi, questo aumento di precisione sul vettore di stato dei pianeti può sembrare esagerato, tuttavia le effemeridi polinomiali rappresentano solamente il miglior *fit* in un lasso di tempo delle effemeridi reali di un pianeta e in molti punti ci possono essere discrepanze notevoli tra la posizione riportata dalle effemeridi e la posizione vera. Inoltre non sono stati notati rallentamenti eccessivi nel richiamo dei kernel SPICE durante l'ottimizzazione.

Ad ogni modo, la sonda ha appena completato il flyby del pianeta i e conosciamo la nuova velocità eliocentrica $\mathbf{v}_{post-flyby_i}$ dello spacecraft. La *leg* i -esima deve essere percorsa nel tempo di volo ToF_i , ma alla sonda è permessa una manovra di correzione lungo questo tratto, la DSM_i . Tale manovra consiste in un Δv di ripuntamento verso il pianeta $i + 1$ e avviene dopo una frazione del tempo di volo:

$$t_i = p_i \cdot ToF_i$$

dove p_i è un coefficiente compreso tra 0 e 1. Le condizioni iniziali del tratto i quindi, costituite dalla posizione del pianeta \mathbf{R}_{planet_i} e da $\mathbf{v}_{post-flyby_i}$, vengono propagate in maniera kepleriana per il tempo t_i per ottenere il nuovo vettore di stato dello spacecraft costituito da \mathbf{R}_{DSM_i} e \mathbf{v}_{DSM_i} .

⁹ <https://naif.jpl.nasa.gov/naif/toolkit.html>

4.1. FASE INTERPLANETARIA

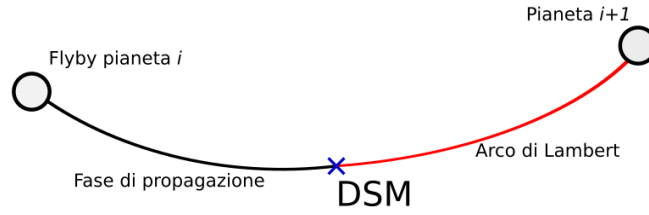


Figura 18 Schema della *leg* i -esima: flyby del pianeta i , propagazione del vettore di stato fino alla DSM, esecuzione della manovra correttiva e arco di Lambert fino al pianeta $i+1$.

A questo punto siamo di fronte ad un problema di Lambert in quanto sono noti le posizioni di due punti di una conica, \mathbf{R}_{DSM_i} e $\mathbf{R}_{planet_{i+1}}$, e il tempo imposto alla sonda per percorrere il tratto tra i due punti, $(1 - p_i) \cdot ToF_i$. Questo problema è risolto dall'algoritmo fornito in [27] e fornisce le velocità nei punti iniziale e finale del tratto, $\mathbf{v}_{Lambert-1_i}$ e $\mathbf{v}_{Lambert-2_i}$. La variazione di velocità che deve fornire la DSM_i è quindi data da:

$$\Delta v_{DSM_i} = \|\mathbf{v}_{DSM_i} - \mathbf{v}_{Lambert-1_i}\|$$

$\mathbf{v}_{Lambert-2_i}$ rappresenta la velocità dello spacecraft prima del flyby del pianeta $i + 1$, quindi la $\mathbf{v}_{pre-flyby_{i+1}}$, necessaria per la *leg* successiva.

Si noti quindi come per descrivere un tratto i -esimo di interplanetaria siano necessari 4 parametri, R_p e β per il flyby e ToF e p per la traiettoria. Tutte le altre quantità derivano dagli step precedenti.

Il processo della *leg* i -esima è ripetuto per tutti i tratti compresi tra due pianeti di cui è previsto il flyby. Vediamo ora i casi della partenza e dell'arrivo.

La prima *leg*, compresa tra i pianeti 1 e 2 della sequenza, è uguale ad una generica *leg* i intermedia, quindi ha una DSM di correzione e un arco di Lambert successivo a questa, però la velocità iniziale, che nel tratto i -esimo è la $\mathbf{v}_{post-flyby_i}$, qui non è definita. È necessario dunque introdurre dei parametri aggiuntivi per definire la velocità iniziale dell'interplanetaria: ad esempio la v_∞ in uscita dal pianeta 1 e due angoli in coordinate polari per descrivere la sua direzione. In questo modo la velocità iniziale del tratto 1 è:

$$\mathbf{v}_{start} = \mathbf{v}_{planet_1} + \mathbf{v}_\infty$$

CAPITOLO 4. DESIGN DELLA MISSIONE

Per ottenere quella particolare v_∞ in uscita dal pianeta 1 è necessario un Δv per passare dall'orbita circolare di parcheggio in cui si trova la sonda ad un'iperbole: in questo caso, in cui il pianeta 1 è la Terra, l'orbita di parcheggio ha una quota di 350 km. Trascurando eventuali variazioni di piano tra l'orbita di parcheggio e l'iperbole di partenza il Δv_{start} è calcolato come differenza tra la velocità al perigeo dell'iperbole e la velocità dell'orbita circolare.

In questo stadio dell'interplanetaria è necessario definire anche la data giuliana di partenza JD_0 da cui poi è possibile ottenere le date JD_i di flyby con i pianeti sommando ad essa i vari ToF . Su JD_0 saranno imposti i limiti meno stringenti durante l'ottimizzazione: questo da un lato permette di esplorare periodi di diversi anni alla ricerca dell'ottima data di partenza, ma dall'altro, aumentando notevolmente il dominio della funzione, complica anche la ricerca del minimo.

Per quanto riguarda l'ultimo tratto dell'interplanetaria prima della cattura in orbita presso l'ultimo pianeta, si tratta di una *leg* generica in cui però nel punto finale è necessario un ulteriore Δv . Trattandosi di una cattura attorno a Giove, i dati dell'ellisse di cattura sono: raggio di pericentro $R_p = 1.3 R_J$ ed $e = 0.99$. Il Δv_{end} è ottenuto quindi come differenza tra la velocità al pericentro dell'iperbole di arrivo e la velocità nello stesso punto dell'ellisse di cattura. La v_∞ di ingresso è ottenuta dalla differenza tra v_{planet_N} e $v_{pre-flyby_{N-1}}$.

In totale quindi per descrivere la traiettoria interplanetaria, nota la sequenza di N pianeti, sono necessari i seguenti parametri:

- JD_0 : data di partenza
- v_∞ : velocità di eccesso iperbolico al pianeta 1
- δ e λ : coordinate polari per l'orientazione della v_∞ alla partenza
- ToF : tempi di volo dei segmenti dell'interplanetaria ($N - 1$)
- p : frazione di ToF dopo cui avviene la DSM ($N - 1$)
- R_p : raggio di pericentro delle iperboli di flyby ($N - 2$)
- β : orientazione del piano delle iperboli di flyby ($N - 2$)

Questi sono i parametri lasciati all'ottimizzatore e che quindi costituiscono i geni degli individui \mathbf{X} . La dimensionalità del problema è $4N - 2$.

La funzione costo è definita dalla somma di tutti i Δv effettuati durante questa fase:

4.2. CATTURA

$$f = \Delta v_{start} + \sum_{i=1}^{N-1} \Delta v_{DSM_i} + \Delta v_{end}$$

4.2 Cattura

La fase di cattura avviene immediatamente dopo la fase interplanetaria: la velocità \mathbf{v}_∞ di ingresso nel sistema di riferimento gioviano pone lo spacecraft su di una traiettoria iperbolica, pertanto al pericentro è necessario un Δv di frenata per chiudere l'orbita in un'ellisse. Sebbene in questa tesi la cattura venga effettuata tramite un tether elettrodinamico, nell'ambito dell'ottimizzazione consideriamo comunque un Δv impulsivo e in seguito confronteremo il suo modulo con il Δv_{eq} fornibile dal sistema EDT.

Il vettore \mathbf{v}_∞ nel sistema eliocentrico è ottenibile semplicemente come differenza tra la velocità di Giove e quella dello spacecraft alla fine dell'interplanetaria:

$$\mathbf{v}_\infty = \mathbf{v}_{Jupiter} - \mathbf{v}_{spacecraft}$$

Dobbiamo esprimere tale vettore nel sistema giovocentrico in cui sono definite le effemeridi delle lune galileiane, in quanto da questo punto in poi comincerà l'assemblaggio del tour. Per ottenere le posizioni delle lune in questa tesi sono state usate le effemeridi polinomiali riportate in [28] e in Appendice B il cui sistema di riferimento è l'equatore e l'equinozio medi di Giove all'epoca 2020. Per passare a quest'ultimo sistema da quello eclitticale all'epoca J2000 in cui è espresso \mathbf{v}_∞ sono stati usati i moduli di SPICE.

Il pericentro dell'iperbole si trova sul piano equatoriale ed è posto pari a $R_p = 1.3 R_J$, mentre all'ellisse di cattura è stato imposto un periodo massimo di 230 giorni. Possiamo valutare l'energia delle due orbite tenendo conto che la v_∞ risultante dalla interplanetaria selezionata è pari a 5.9431 km/s e che il semiasse maggiore a dell'ellisse è pari a $10.821 \cdot 10^6 \text{ km}$. Otteniamo che:

$$\varepsilon_h = \frac{v_\infty^2}{2} = 17.66 \frac{J}{kg}$$

$$\varepsilon_e = -\frac{\mu}{2a} = -5.86 \frac{J}{kg}$$

La differenza di energia tra le due, necessaria per la cattura, deve essere fornita dal sistema di propulsione.

CAPITOLO 4. DESIGN DELLA MISSIONE

Abbiamo già anticipato nel capitolo 2 che il Δv_{eq} fornito dall'EDT con le caratteristiche scelte, anche se attivo per tutto l'arco di drag, non è sufficiente a fornire il $\Delta v = 0,449373188 \text{ km/s}$ necessario alla cattura.

Si rende necessario quindi ridurre questo Δv in modo da garantire con un certo margine di sicurezza il successo da parte dell'EDT nella cattura.

Un metodo può essere certamente quello di supportare il tether durante la cattura con un propulsore chimico: questo però richiede propellente e fa venir meno i vantaggi dell'utilizzo del sistema elettrodinamico.

Un altro metodo, ed è quello implementato, è quello di ricorrere a uno o più flyby delle lune galileiane per ridurre gradualmente l'energia orbitale dello spacecraft e diminuire così il Δv della JOI. Questo tipo di cattura è conosciuto come *satellite-aided* e la prima missione a farne uso fu la Galileo che per entrare in orbita attorno a Giove si servì di un flyby di Io per ridurre il Δv di cattura di ben 175 m/s [20]. Le lune galileiane inoltre si possono presentare in varie configurazioni al momento della cattura, alcune delle quali si ripresentano periodicamente grazie alla risonanza di Laplace: questo in teoria rende possibili manovre di cattura *multiple-satellite-aided*, sfruttando i flyby di due, tre o addirittura di tutte e quattro le lune per la riduzione del Δv_{JOI} [29].

I satelliti galileiani potenzialmente possono ridurre di molto l'energia della traiettoria iperbolica, alcune sequenze possono addirittura renderla negativa, quindi chiudendo già l'orbita in un'ellisse, lasciando ai motori solo il compito di ridurne il periodo.

4.2. CATTURA

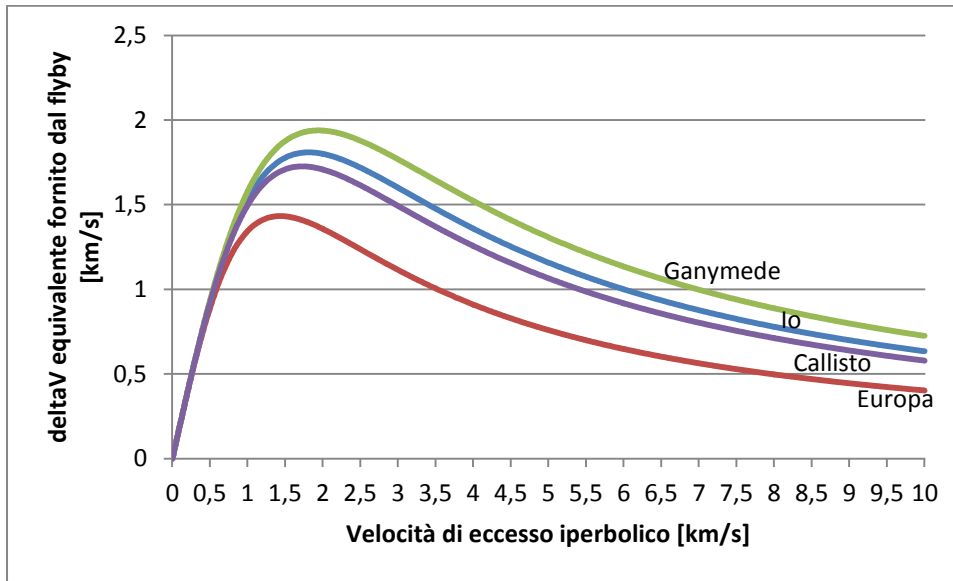


Figura 19 Δv_{eq} fornito per diverse v_{∞} da un flyby con raggio di pericentro radente la superficie delle lune galileiane

In questa tesi è stato elaborato un algoritmo per l'ottimizzazione della cattura tramite l'ausilio di flyby multipli delle lune galileiane.

Costruiamo il vettore di stato alla partenza corrispondente all'iperbole al momento dell'ingresso nel sistema gioviano. La velocità iniziale è pari alla v_{∞} calcolata sopra, mentre la posizione è data da:

$$\mathbf{R}_{start} = 1000 R_J \cdot (\cos \lambda \cos \delta \mathbf{i} + \cos \lambda \sin \delta \mathbf{j} + \sin \lambda \mathbf{k})$$

dove $\lambda = \cos^{-1}(2v - 1) - \frac{\pi}{2}$ e $\delta = 2\pi u$, con u e v parametri compresi tra 0 e 1 lasciati come variabili all'ottimizzatore [25]. Vista l'orientazione della v_{∞} e l'imposizione di R_p sullo stesso piano delle orbite dei satelliti, anche \mathbf{R}_{start} tenderà ad allinearsi con il piano equatoriale.

A questo punto gli eventi che si susseguono sono i seguenti:

- avvicinamento della sonda alle orbite delle lune;
- esecuzione della sequenza ordinata degli eventi (i flyby previsti e la JOI);
- posizionamento dello spacecraft, dopo l'ultima azione della sequenza, su di una traiettoria con ToF massimo pari a 230 giorni verso una luna galileiana (è stata scelta Ganimede) per avere la certezza di ottenere una cattura.

CAPITOLO 4. DESIGN DELLA MISSIONE

Questa procedura ricorda quella dell'interplanetaria, infatti abbiamo una sequenza nota a priori di N eventi, tra cui i flyby delle lune e la JOI, uniti da archi di coniche, in questo caso $N + 1$, da percorrere in un certo tempo.

Questo problema però è piuttosto complesso e gli algoritmi di ottimizzazione faticano a trovare dei minimi accettabili per via dei vincoli stringenti presenti sui parametri. Pertanto per quanto possibile è stata ridotta la dimensionalità del problema: invece di usare per le *leg* lo schema flyby - propagazione - arco di Lambert, che richiede 4 parametri per essere descritto, ogni tratto è rappresentato solamente da un arco di Lambert, che richiede il tempo di volo ToF come unico parametro. I Δv quindi non avvengono in corrispondenza delle *DSM* (che non vengono effettuate in questo caso), ma presso i flyby dove dalla $\mathbf{v}_{Lambert-2i-1}$ si deve passare alla $\mathbf{v}_{Lambert-1i}$. In generale il flyby della luna i non è in grado di fornire il $\Delta v_{equivalente}$ necessario per questo passaggio, dunque non può essere balistico, cioè costituire una semplice rotazione del vettore \mathbf{v}_∞ , ma deve essere un power-flyby, dove cioè al pericentro dell'iperbole vengono accesi i motori (si veda in Appendice A).

Conoscendo quindi le velocità prima e dopo il flyby è possibile calcolare il Δv che deve fornire il sistema di propulsione e il raggio di pericentro dell'iperbole. Quest'ultimo in particolare potrebbe trovarsi sotto la quota minima ammessa (qui pari a 50 km sopra le superfici delle lune), nel qual caso alla funzione costo viene aggiunta una penalità pari alla differenza scalata tra raggio di pericentro minimo ammesso e raggio effettivo.

Quindi la fase di cattura con una sequenza di N tra flyby e JOI è definita dai due parametri u e v per la posizione di \mathbf{R}_{start} e da $N + 1$ ToF per le *leg*. Inoltre la data di partenza è uguale alla data di arrivo a Giove dell'interplanetaria a cui viene sottratto un numero di giorni scelto dall'ottimizzatore tra 90 e 150. La data di arrivo a Giove infatti rappresenta il momento in cui la posizione del pianeta coincide con quella dello spacecraft nel sistema eliocentrico, ma in realtà l'ingresso nella sua sfera di influenza avviene prima.

La funzione costo è data da:

$$f = \Delta v_{start} + \sum_i^{N-1} \Delta v_{flyby} + \sum_i^{N-1} penalty_R_{p_flyby} + \Delta v_{JOI}$$

Il Δv_{start} è dovuto alla differenza di velocità tra \mathbf{v}_∞ e $\mathbf{v}_{Lambert-11}$.

4.3 Tour

Sebbene dopo la fase di cattura vi sia la fase di diminuzione del periodo orbitale e aumento della quota di pericentro, viene prima esposto il tour vero e proprio in quanto le due fasi implementano lo stesso algoritmo con vincoli diversi.

Il design del tour delle lune galileiane prevede l'assemblaggio di più archi di ellissi ai cui capi si trovano sempre due satelliti di Giove. L'esplorazione delle lune prevede che ogni incontro con esse sia un flyby e, se consentiamo allo spacecraft di compiere una manovra correttiva in ogni segmento interlunare, una *leg* del tour è del tutto simile ai tratti di interplanetaria: in questo caso il corpo centrale è Giove invece del Sole e i pianeti sono Io, Europa, Ganimede e Callisto. Una *leg* i -esima pertanto è descrivibile con 4 parametri: R_p e β , rispettivamente raggio di pericentro e orientazione del piano dell'iperbole di flyby, e ToF e p che descrivono la traiettoria. p in questo caso rappresenta la frazione del periodo T dell'orbita risultante dal flyby con una luna dopo cui è effettuata la *DSM* e ToF è il tempo di volo concesso allo spacecraft a partire dalla *DSM* fino alla luna successiva. È stata scelta questa formulazione diversa per p per consentire un maggiore spazio di ricerca e permettere eventualmente anche il completamento di orbite complete se non vengono trovate traiettorie favorevoli (con ridotti Δv) con tempi più brevi: p può variare infatti nell'intervallo $[0, 2]$ mentre ToF per contro è compreso tra 0 e 6 giorni. La quota di R_p deve essere compresa nell'intervallo $[50, 2000]$ km sopra le superfici delle lune, mentre $\beta \in [-\pi, \pi]$.

Ogni tratto del tour quindi rappresenta un problema di ottimizzazione a 4 variabili a sé stante.

La differenza sostanziale con la fase interplanetaria però è che in questo caso la sequenza di lune da visitare non è nota a priori. Considerando ad esempio una *leg* i , a partire dalla $\mathbf{v}_{pre-flyby_i}$ ottenuta dalla *leg* precedente, la sonda compie il flyby della luna i , prosegue sull'orbita risultante per un tempo pari a $p_i \cdot T_i$ e poi effettua una manovra correttiva, la *DSM* $_i$, ottenuta trattando l'ultimo tratto fino alla luna $i + 1$ come un arco di Lambert da percorrere in ToF_i .

Non conoscendo la sequenza però non è noto quale sia la luna $i + 1$, quindi l'algoritmo per ogni *leg* compie in realtà quattro ottimizzazioni considerando ogni volta come obiet-

tivo una luna galileiana diversa e sceglie la migliore in termini di Δv . In particolare saranno ritenuti accettabili $\Delta v < 1 \text{ m/s}$; se maggiori le traiettorie corrispondenti verranno scartate. L'algoritmo passa quindi al tratto successivo e il tour viene così assemblato.

Naturalmente durante il processo vi possono essere casi in cui nessuna delle quattro ottimizzazioni produce delle traiettorie con Δv soddisfacenti. In questi casi si rende necessaria una ricerca più approfondita da parte degli algoritmi di ottimizzazione, ottenuta triplicando il numero di individui della popolazione su cui viene effettuata la ricerca del minimo. Se ancora nessuna delle quattro ottimizzazioni ha prodotto risultati accettabili la popolazione viene nuovamente triplicata. Questo processo viene ripetuto per un massimo di 3 volte. Data la dipendenza, in certi casi, del successo dell'ottimizzazione dalle condizioni iniziali, queste reinizializzazioni sono utili anche per far cominciare la ricerca con popolazioni iniziali differenti, fatto che potrebbe portare alla scoperta di un minimo non individuato in precedenza.

Se ancora dopo questi tentativi i Δv continuano ad essere maggiori di 1 m/s si interviene sul parametro p , cioè si concede più tempo alla fase di propagazione per aumentare le probabilità di trovare una traiettoria con Δv favorevole.

Se anche quest'ultima operazione dovesse rivelarsi vana, la migliore traiettoria trovata in uno dei passaggi precedenti viene selezionata e il Δv , di solito comunque sempre compreso entro le poche decine di metri al secondo, viene eventualmente affidato ad un motore chimico.

Il sistema lunare di Giove però presenta anche numerose e frequenti traiettorie di trasferimento favorevoli tra le lune, alcune delle quali, grazie alla risonanza di Laplace, si ripresentano periodicamente. In certi casi si possono ottenere per le DSM dei Δv molto bassi (dell'ordine di 10^{-10} km/s) che possono essere tranquillamente considerati degli 0 numerici.

Quando ci sono per la stessa *leg* 2 o più traiettorie con $\Delta v < 1 \text{ m/s}$ (e anche per evitare che il tour si fermi su traiettorie in fase con una sola luna senza visitare le altre) le scelte dell'algoritmo in questo caso si basano su un sistema di ranking per i flyby delle lune.

Il sistema a punti utilizzato è quello introdotto dalla 6^a edizione della *Global Trajectory Optimisation Competition* (GTOC) [28] in cui si richiedeva la progettazione delle traiettorie di una missione per la mappatura completa delle lune galileiane di Giove.

4.3. TOUR

Il sistema si basa sulla modellazione delle lune con icosaedri troncati e assegna ad ognuna delle 32 facce un punteggio da 1 a 3 (per Europa, vista la valenza scientifica di una sua esplorazione, questi sono raddoppiati a 2, 4 e 6).

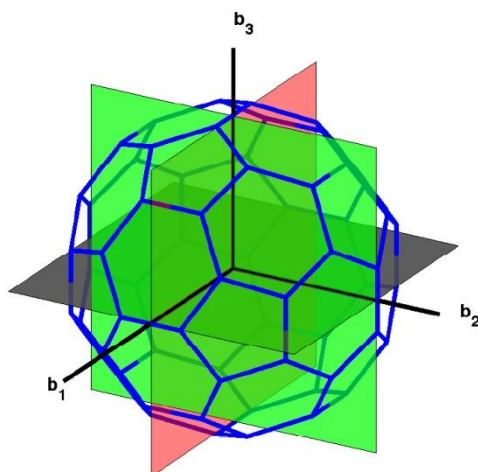


Figura 20 Modello a icosaedro troncato per le lune galileiane. Il sistema di riferimento centrato nei satelliti è costituito da: \mathbf{b}_1 orientato lungo la congiungente luna - Giove (si ricorda che le lune sono bloccate marealmente), \mathbf{b}_3 verso il polo nord di Giove e \mathbf{b}_2 a completare la terna levogira [28].

Ogni flyby guadagna i punti della faccia sopra a cui si trova il raggio di pericentro dell'iperbole e dopo il sorvolo il punteggio di quella faccia viene azzerato. Quindi in presenza di manovre ugualmente favorevoli (cioè con $\Delta v < 1 \text{ m/s}$) l'algoritmo sceglie quella che fornisce il punteggio di flyby maggiore.

La funzione costo per ogni *leg* è costituita principalmente dal Δv operato alla *DSM*. A questa però viene sommata una penalità necessaria per mantenere le orbite dello spacecraft al di sopra delle quote in cui le radiazioni dell'ambiente gioviano, che potrebbero danneggiare l'elettronica di bordo, sono più intense:

$$penalty = (R_{min} - R_{closest-approach}) \cdot k$$

dove R_{min} è la minima distanza accettabile e $R_{closest-approach}$ è la minima distanza della sonda dal pianeta registrata durante la *leg* corrente. k è un fattore di scala.

In definitiva quindi la funzione costo è espressa come:

$$f = \Delta v_{DSM} + penalty$$

4.4 Riduzione del periodo e aumento della quota di pericentro

Trattiamo ora la fase intermedia tra la cattura e il tour in cui, tramite diversi flyby delle lune, andremo a diminuire il semiasse maggiore delle orbite. Questo comporta per le ellissi dei periodi più brevi e permette quindi di esplorare più lune a parità di tempo.

L'algoritmo usato per questa fase è del tutto simile a quello per assemblare il tour in quanto ogni tratto viene risolto come un singolo problema di ottimizzazione a 4 variabili (anche qui viene usato lo schema flyby - propagazione - arco di Lambert). La sequenza di lune naturalmente non è nota e dunque vengono effettuate quattro ottimizzazioni per *leg*, ognuna con una luna galileiana obiettivo diversa.

Contestualmente alla diminuzione del periodo orbitale vogliamo compiere anche un aumento progressivo delle quote di pericentro in modo da far uscire il prima possibile la sonda dalla zona con le radiazioni più intense.

Questi due obiettivi richiedono dei vincoli molto più stringenti rispetto a quelli del tour e cambiano anche i processi decisionali seguiti dall'algoritmo per assemblare questa fase.

Ricordiamo che questa fase comincia dal flyby della luna galileiana (era stata scelta Ganimede) su cui la fase di cattura ha chiuso l'orbita ellittica.

Le condizioni di vincolo cambiano in questo modo:

- ToF deve essere compreso tra 0 e 210 giorni (quindi già partiamo con un tempo di volo minore del periodo dell'orbita di cattura), ma il limite superiore viene ridotto gradualmente fino a 50 giorni. In questo modo imponiamo alla sonda di compiere flyby atti alla riduzione dell'energia orbitale.
- p può variare in un intervallo compreso tra 0 e un valore $\ll 1$ in modo da costringere la sonda a compiere le *DSM* ai pericentri delle sue traiettorie, non distanti temporalmente dai flyby. Queste manovre, che saranno di frenata vista la voluta diminuzione del periodo orbitale, possono essere effettuate dal sistema elettrodinamico fintanto che il pericentro delle orbite si trova nella sfera di drag di Giove.

I vincoli su R_p e β rimangono invariati rispetto a quelli del tour.

4.4. RIDUZIONE DEL PERIODO E AUMENTO DELLA QUOTA DI PERICENTRO

Cambia anche il modo per calcolare la penalità da aggiungere alla funzione costo per la minima distanza da Giove: il raggio minimo accettabile R_{min} parte da un valore di $1.3 R_J$ e viene aumentato gradualmente fino a $4.8 R_J$. Un maggiore fattore di scala k per la differenza rispetto a quello usato durante il tour incrementa i valori delle penalità e obbliga la sonda a porsi su orbite con quote di pericentro sempre maggiori.

Le condizioni di vincolo e le penalità imposte su questa funzione sono parecchio gravose e richiedono cambiamenti nel processo decisionale dell'algoritmo per l'assemblaggio delle *leg*: non viene più considerato il sistema di ranking per i flyby delle lune, ma viene scelta la traiettoria che comporta il minor Δv in quanto molto più importanti rispetto a quelli della fase del tour.

I punteggi delle facce visitate verranno comunque annullati in quanto, sebbene i flyby in questa fase svolgano più la funzione di manovre orbitali, l'esplorazione delle lune è cominciata.

CAPITOLO 4. DESIGN DELLA MISSIONE

Capitolo 5

Risultati

In questo capitolo sono riportati i risultati ottenuti dalle ottimizzazioni dei problemi proposti nel capitolo 4. Viene esposta la missione per l'esplorazione delle lune galileiane di Giove nella sua interezza, dalla fase interplanetaria al tour delle lune.

Premettiamo subito che per ogni funzione sono state svolte numerose run di ottimizzazione alternando anche tra *differential evolution* e CMA-ES per vedere quale tra i due algoritmi era più performante in quel particolare caso. Nei risultati che seguono sono riportate solo le soluzioni migliori.

Le quattro fasi della missione sono concatenate l'una con l'altra, dove termina una comincia subito quella successiva.

5.1 Fase interplanetaria

Per la fase interplanetaria sono state selezionate diverse sequenze di pianeti per incrementare l'energia orbitale dello spacecraft e raggiungere Giove. Di seguito sono riportate quelle investigate (le sigle usano la denominazione inglese dei pianeti sorvolati seguiti da GA (*gravity assist*), mentre i numeri corrispondono ai pianeti in ordine di distanza dal Sole):

- EGA - [3,3,5]
- VEGA - [3,2,3,5]
- VEEGA - [3,2,3,3,5]
- EVEEGA - [3,3,2,3,3,5]
- VEMGA - [3,2,3,4,5]

Ogni flyby, se effettuato correttamente, aumenta l'energia dello spacecraft e più sono i pianeti nella sequenza, entro certi limiti, più sono ridotti i Δv che deve fornire il sistema di propulsione. Naturalmente aumentando il numero di corpi celesti da sorvolare aumenta anche il tempo di volo.

L'algoritmo di ottimizzazione che si è dimostrato più performante in questo problema è la *differential evolution* che, con la strategia DE/rand/1/bin e la funzione di auto-adattamento dei parametri, ha prodotto i migliori risultati in termini di Δv_{TOT} con le sequenze VEEGA e EVEEGA.

Tali sequenze sono quindi quelle selezionate per questa missione, di cui la VEEGA costituisce la traiettoria interplanetaria nominale (con lancio nel 2042) mentre la EVEEGA costituisce un backup in caso di posticipazioni del lancio (infatti quest'ultima parte nel 2043).

5.1.1 VEEGA

La traiettoria VEEGA prevede dopo il lancio un flyby con Venere e due flyby con la Terra. Di seguito sono riportati i parametri della soluzione migliore trovata.

5.1. FASE INTERPLANETARIA

Tabella 7 Parametri della traiettoria interplanetaria VEEGA

	Pianeta	Data	Δv
Lancio	Terra	3/9/2042	$\Delta v_{start} = 3.744907215496106 \text{ km/s}$
			$ToF_1 = 169,418367161319 \text{ d}$
			$\Delta v_{DSM_1} = 3,20814432205867e - 08 \text{ km/s}$
Flyby 1	Venere	19/2/2043	
			$ToF_2 = 520,211371988422 \text{ d}$
			$\Delta v_{DSM_2} = 2,49854657981232e - 08 \text{ km/s}$
Flyby 2	Terra	23/7/2044	
			$ToF_3 = 731,128199802128 \text{ d}$
			$\Delta v_{DSM_3} = 2,33546778896640e - 06 \text{ km/s}$
Flyby 3	Terra	25/7/2046	
			$ToF_4 = 861,958916399256 \text{ d}$
			$\Delta v_{DSM_4} = 3,20079709769651e - 08 \text{ km/s}$
Arrivo	Giove	3/12/2048	$\Delta v_{end} = 0.598862002348035 \text{ km/s}$

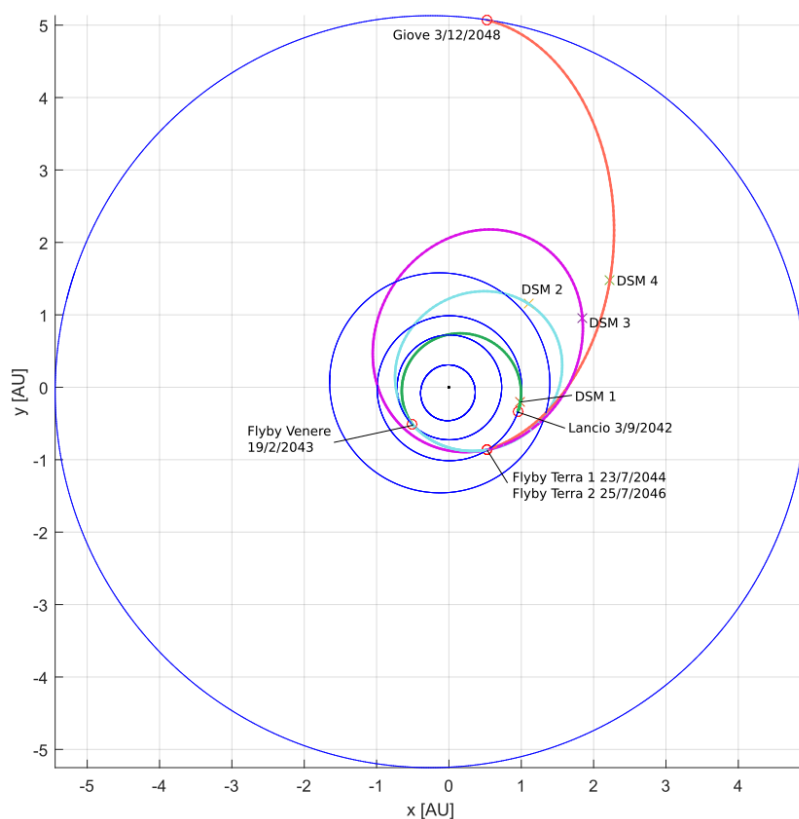


Figura 21 Grafico della traiettoria interplanetaria VEEGA

Il Δv_{TOT} quindi è pari a 4,34377164238681 km/s. Ricordiamo però che nell'ambito di questa tesi la cattura è effettuata tramite un sistema a filo elettrodinamico di cui qui non si è tenuto conto. Non è stata considerata neanche l'implementazione della cattura *flyby-aided*, perciò il Δv_{TOT} effettivamente richiesto ai motori è minore.

Nel seguito dell'esposizione i risultati sono da intendersi riferiti a questa traiettoria interplanetaria.

5.1.2 EVEEGA

La traiettoria EVEEGA costituisce una soluzione di backup in caso di ritardi nel lancio. Questa prevede dopo il lancio un flyby con la Terra, un flyby con Venere e due flyby nuovamente con la Terra.

Di seguito sono riportati i parametri della soluzione migliore trovata.

Tabella 8 Parametri della traiettoria interplanetaria EVEEGA

	Pianeta	Data	Δv
Lancio	Terra	20/3/2043	$\Delta v_{start} = 3,61761752113572 \text{ km/s}$
			$ToF_1 = 363,654494096881 \text{ d}$
			$\Delta v_{DSM_1} = 1,28942882449290e - 07 \text{ km/s}$
Flyby 1	Terra	18/3/2044	
			$ToF_2 = 176,191277575556 \text{ d}$
			$\Delta v_{DSM_2} = 1,90882777012956e - 08 \text{ km/s}$
Flyby 2	Venere	10/9/2044	
			$ToF_3 = 313,108244835462 \text{ d}$
			$\Delta v_{DSM_3} = 4,79820816982125e - 09 \text{ km/s}$
Flyby 3	Terra	20/7/2045	
			$ToF_4 = 728,576042436054 \text{ d}$
			$\Delta v_{DSM_4} = 0,0265573069842072 \text{ km/s}$
Flyby 4	Terra	19/7/2047	
			$ToF_5 = 1010,81138802763 \text{ d}$
			$\Delta v_{DSM_5} = 5,11604736997764e - 08 \text{ km/s}$
Arrivo	Giove	25/4/2050	$\Delta v_{end} = 0,553287119094371 \text{ km/s}$

5.2. CATTURA

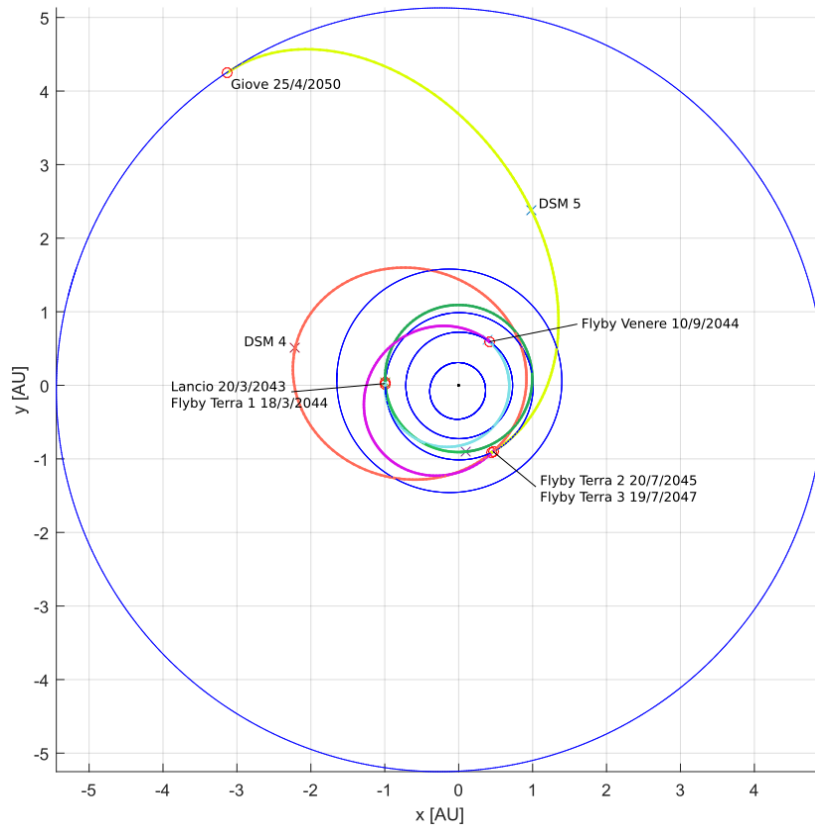


Figura 22 Grafico della traiettoria interplanetaria EVEEGA

Il Δv_{TOT} in questo caso è pari a $4,19746215120414 \text{ km/s}$, cioè minore rispetto a quello della VEEGA. La data di lancio successiva a quella della traiettoria nominale ne fa quindi un'ottima traiettoria di backup.

5.2 Cattura

Per la cattura è stata implementata la tecnica del *flyby-aided*. La v_{∞} è ottenuta dalla traiettoria interplanetaria nominale e il raggio di pericentro è posto pari a $R_p = 1.3 R_J$. Dopo la cattura l'orbita è stata chiusa tramite una traiettoria con *ToF* massimo di 230 giorni verso Ganimede. Dal flyby di quest'ultima partirà la fase successiva.

I risultati migliori sono stati ottenuti ancora con la *differential evolution*, strategia DE/rand/1/bin e funzione di auto-adattamento dei parametri.

CAPITOLO 5. RISULTATI

Le sequenze migliori si sono rivelate essere quelle che interessano il flyby di una sola luna durante la cattura, pertanto sono state provate tutte le combinazioni con i 4 satelliti galileiani, con la JOI che può avvenire prima o dopo il flyby della luna.

I risultati migliori sono riportati nella seguente tabella. Le lune sono individuate nelle sequenze tramite il numero corrispondente al loro ordine di distanza da Giove, mentre lo 0 indica la JOI.

Tabella 9 Risultati migliori delle manovre di cattura *flyby-aided* con una luna galileiana

Sequenza	Δv_{JOI} [km/s]
[0 1]	0.450800749956843
[1 0]	1.825522833
[0 2]	0.565708919997067
[2 0]	0.599904229560885
[0 3]	0.468984853040775
[3 0]	0.331833936472294
[0 4]	0.470549505145147
[4 0]	0.530890570309779

Come detto nel capitolo 4, questo problema presenta vincoli e penalità molto gravosi che rendono la ricerca del minimo da parte degli ottimizzatori più complessa. Questo viene riflesso nei risultati: infatti nonostante il flyby con una luna, i Δv di cattura spesso non risultano minori rispetto a quello di una cattura non *flyby-aided*. Notiamo però che la sequenza [3 0] produce un ottimo risultato in quanto riduce di circa 117.5 m/s il Δv di cattura, che ricordiamo essere pari a $\Delta v_{Rp=1.3 R_J} = 0,449373188$ km/s con la v_∞ derivante dall'interplanetaria nominale.

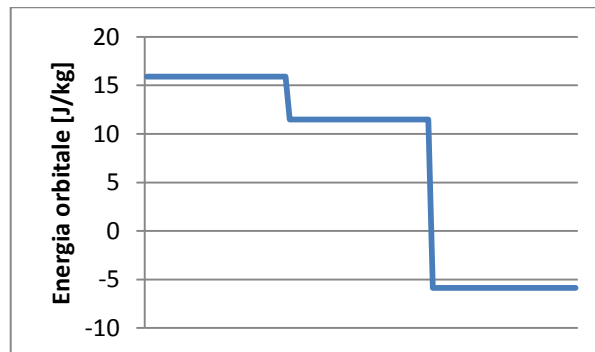


Figura 23 Andamento dell'energia orbitale dello spacecraft durante la cattura: la prima diminuzione è dovuta al flyby con Ganimede, la seconda alla Δv_{JOI}

5.2. CATTURA

Questo permette dunque l'uso per la cattura del tether elettrodinamico con le caratteristiche scelte. Selezioniamo dunque tale sequenza di cattura e facciamo intervenire l'EDT per la frenata. Notiamo inoltre che il Δv_{JOI} necessario dopo il flyby con Ganimede è minore rispetto al Δv_{eq} fornibile dal tether se attivo per tutto l'arco di drag disponibile (che ricordiamo essere pari a $\Delta v_{eq} = 0.4456 \text{ km/s}$).

Questa fase di cattura comincia subito dopo la fase interplanetaria: considerando che la sonda è già entrata nella sfera di influenza di Giove, alla data di arrivo al pianeta vengono sottratti i giorni necessari allo spacecraft per compiere il tratto dai confini della sfera di influenza del pianeta fino al massimo avvicinamento a Giove, in questo caso pari a circa 125 giorni.

Di seguito sono riportati i grafici della fase di cattura con il tether elettrodinamico.

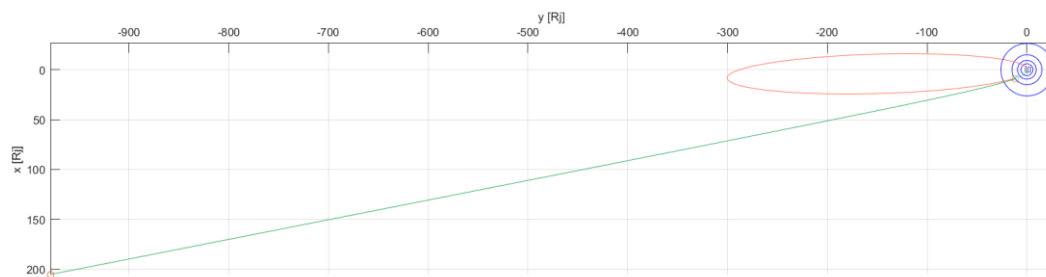


Figura 24 Iperbole di ingresso nel sistema gioviano e orbita di cattura risultante dopo l'azione del tether elettrodinamico

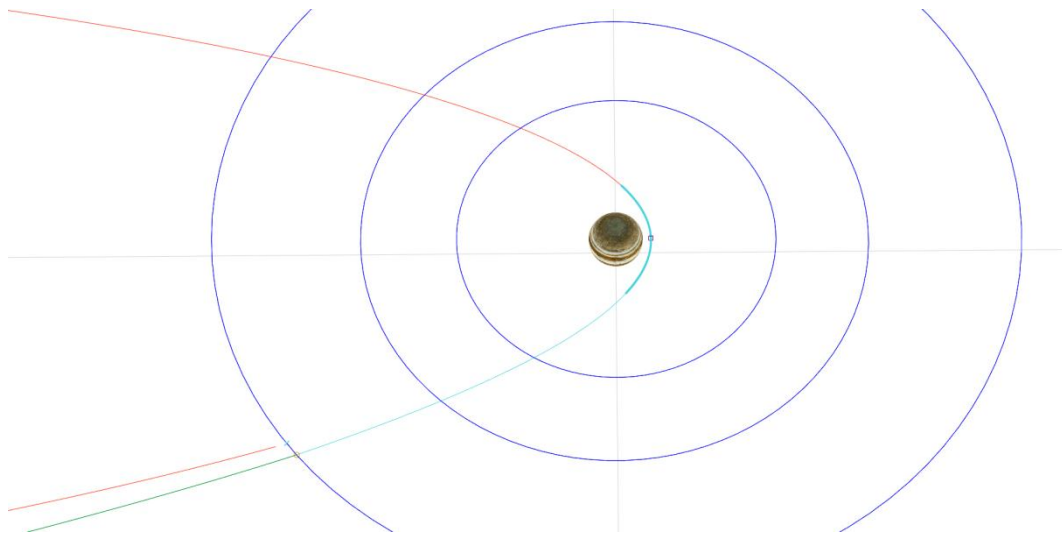


Figura 25 Rappresentazione della fase di cattura in cui sono visibili le orbite di Io, Europa e Ganimede, la traiettoria iperbolica (verde), la traiettoria dopo il flyby con Ganimede (blu) e l'ellisse di cattura (arancione). Il tratto più spesso vicino a Giove rappresenta l'arco di drag per il tether elettrodinamico

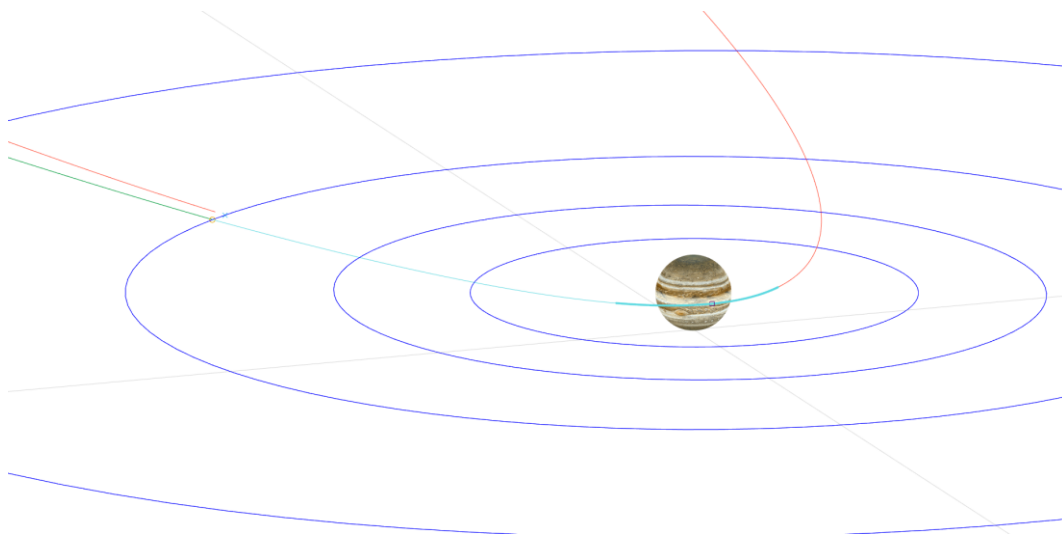


Figura 26 Rappresentazione da un'altra angolazione della fase di cattura

La differenza di potenziale e la corrente che si instaurano nel tether durante la cattura sono riportate nei seguenti grafici:

5.2. CATTURA

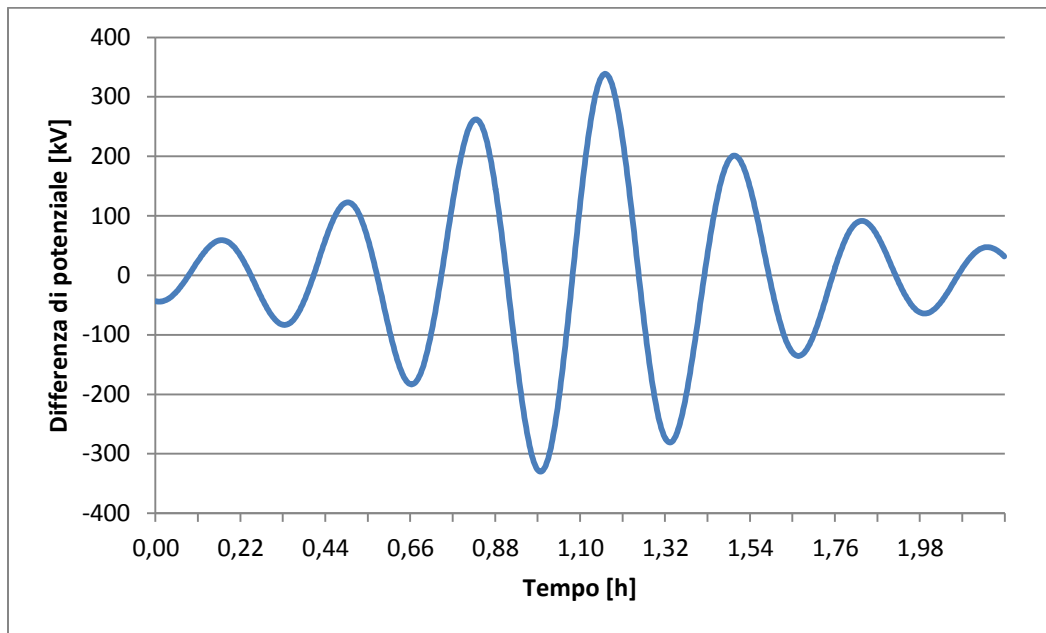


Figura 27 Differenza di potenziale indotta nel tether durante la cattura. È massima in corrispondenza del pericentro e oscilla tra valori positivi e negativi per via della rotazione dell'EDT attorno al proprio centro di massa.

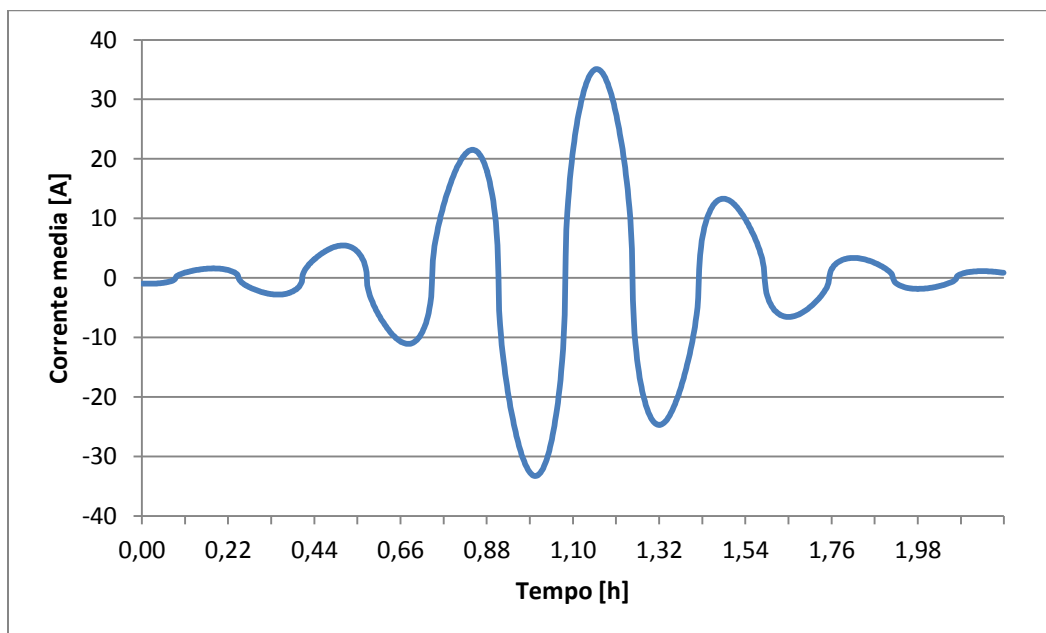


Figura 28 Corrente media che circola nel tether durante la cattura. È massima in corrispondenza della massima vicinanza con Giove e oscilla tra valori positivi e negativi per via della rotazione atta a mantenere teso il tether.

Si noti come i risultati qui ottenuti rispecchino quelli ricavati in sede di dimensionamento preliminare.

5.3 Riduzione del periodo e aumento della quota di pericentro

In questa fase la sonda, a partire dal flyby di Ganimede con cui si è conclusa la fase di cattura, riduce gradualmente la propria energia orbitale tramite diversi flyby con le lune galileiane. Nel contempo sfrutta questi assist gravitazionali per aumentare la quota di pericentro. Questa fase si concluderà con un flyby di un satellite da cui poi partirà la fase del tour.

I vincoli e le penalità sono ancora piuttosto pesanti, ma questa volta possiamo accettare Δv per le manovre più elevati: abbiamo infatti vincolato la sonda ad effettuare le *DSM* in corrispondenza dei pericentri delle sue orbite, pertanto finché questi si trovano nella sfera di drag di Giove tali manovre possono essere eseguite dall'EDT.

I risultati migliori sono ancora una volta stati ottenuti con la *differential evolution*, strategia DE/rand/1/bin e funzione di auto-adattamento dei parametri: per la presenza di molti minimi locali il CMA-ES, almeno in questo caso, non ha prodotto risultati accettabili.

La traiettoria migliore ottenuta prevede 25 flyby delle lune galileiane e incontra 11 volte Io, 6 volte Europa, 3 volte Ganimede e 5 volte Callisto. I flyby sono temporalmente così distribuiti:

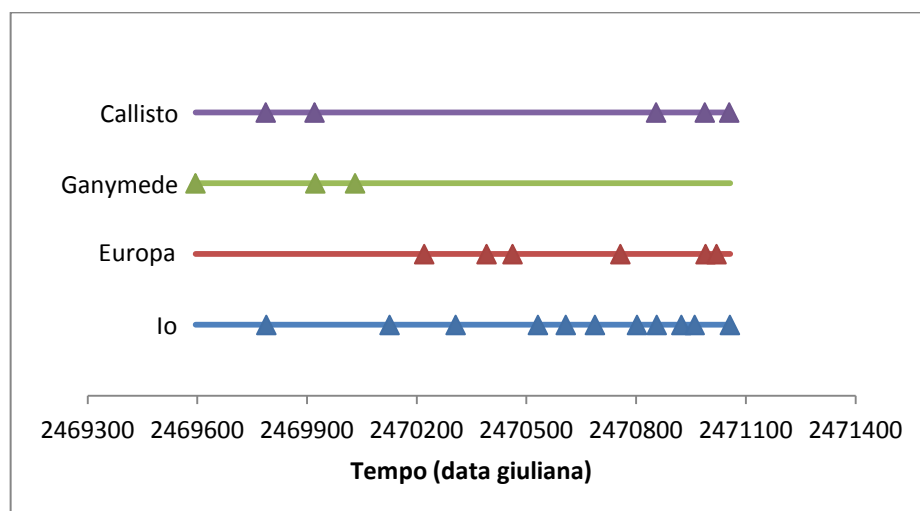


Figura 29 Distribuzione temporale dei flyby delle lune galileiane durante la fase di riduzione del periodo e aumento della quota di pericentro

5.3. RIDUZIONE DEL PERIODO E AUMENTO DELLA QUOTA DI PERICENTRO

I Δv in corrispondenza delle DSM per portare a termine con successo questa fase sono riportati nel grafico seguente:

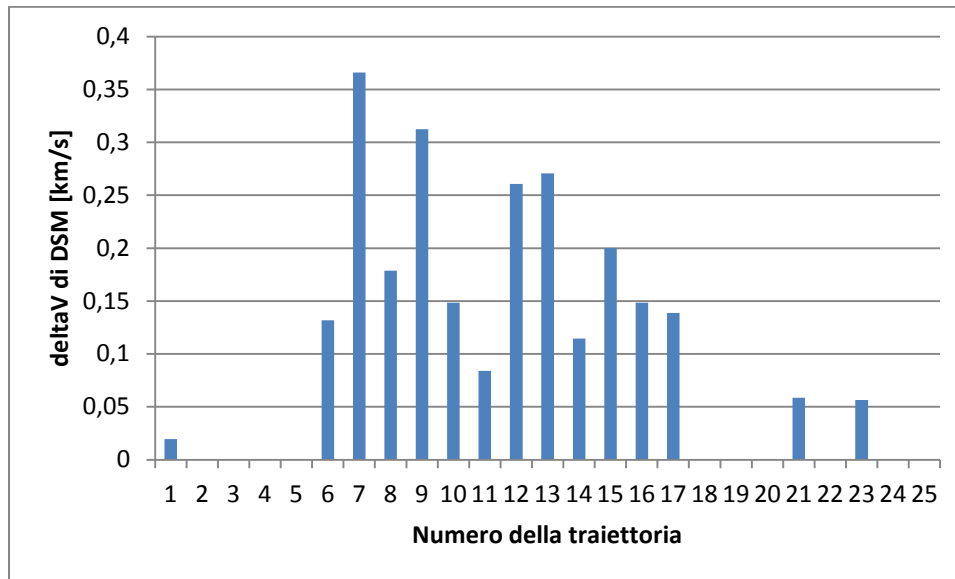


Figura 30 Δv_{DSM} delle traiettorie della fase di riduzione del periodo e aumento della quota di pericentro

Come si può vedere i Δv_{DSM} sono piuttosto elevati, ma tutti alla portata del sistema elettrodinamico di cui è munito lo spacecraft. Si osservi inoltre il loro calo progressivo: questo ha determinato la scelta di questa soluzione tra quelle ottenute nelle varie run in quanto consente all'EDT di effettuare tali manovre nonostante l'aumento della quota di pericentro e la conseguente riduzione dell'arco di drag.

Il grafico delle traiettorie di questa fase è riportato nelle figure seguenti:

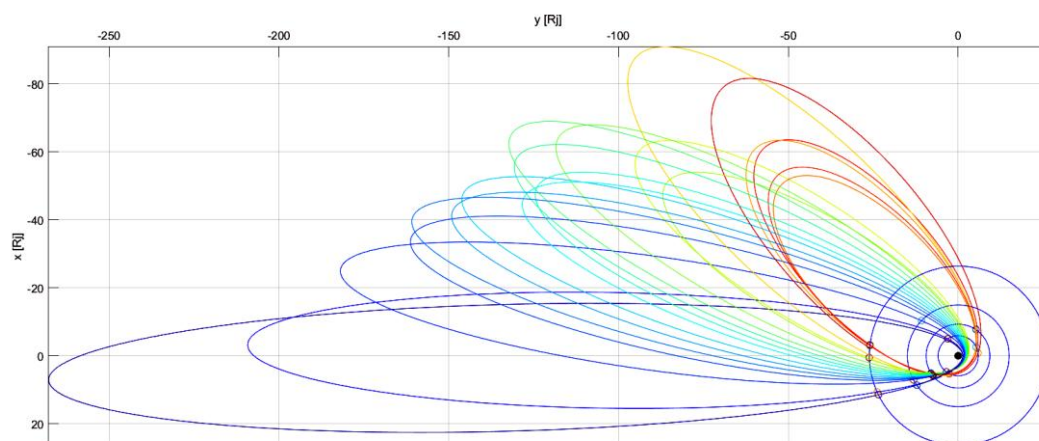


Figura 31 Rappresentazione delle traiettorie della fase di riduzione del periodo e aumento della quota di pericentro (il gradiente di colore evidenzia la sequenza temporale)

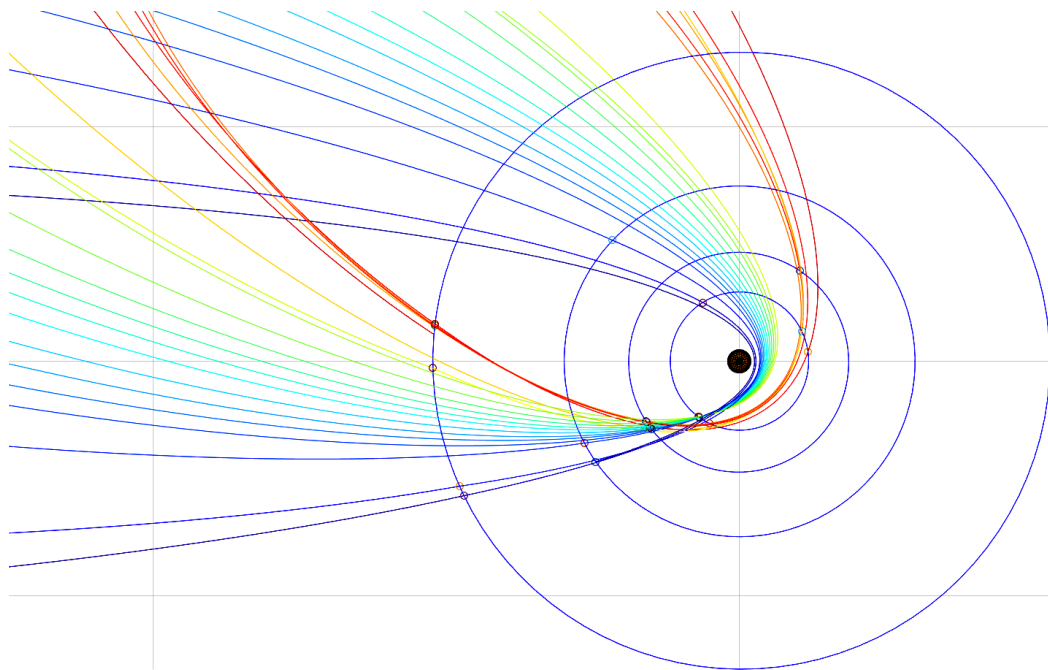


Figura 32 Ingrandimento in cui si sottolinea il graduale aumento della quota di pericentro

Questa fase dura in totale circa 4 anni e si conclude il 22/7/2053 con un flyby di Callisto da cui comincia la fase successiva del tour delle lune galileiane.

5.4 Tour

In questa fase viene assemblato il tour delle lune galileiane. Tramite il sistema di punteggi esposto nel capitolo 4 è stato possibile evitare in generale stagnamenti dell'algoritmo su traiettorie in fase con solamente una luna e sono stati ottenuti numeri comparabili di flyby per ogni satellite.

L'algoritmo di ottimizzazione più performante in questo caso è stato il CMA-ES in quanto ha fornito soluzioni migliori più rapidamente.

Delle diverse run effettuate si presenta nel seguito il tour migliore in termini di Δv . Le *DSM* in questa fase, non avendo posto vincoli particolari, si possono trovare in qualunque punto dei tratti di trasferimento interlunari e in generale sono effettuate in punti distanti da Giove dove non ci sono le caratteristiche ambientali per il funzionamento del sistema

5.4. TOUR

elettrodinamico. Le manovre quindi sono affidate ad un propulsore chimico tradizionale e la scelta del tour migliore si è basata sulle Δv da effettuare.

La sonda Galileo alla fine della missione è stata fatta bruciare nell'atmosfera di Giove per evitare l'eventuale contaminazione delle lune galileiane. Lo stesso destino verrà seguito tra pochi mesi dalla sonda Cassini in orbita attorno a Saturno. Questo tipo di conclusione, anche se tipico per missioni ai pianeti esterni, non è stato implementato: l'algoritmo assembla il tour delle lune fino al raggiungimento di un numero massimo di flyby, qui posto uguale a 200. Questo è utile a dimostrare la stabilità e l'abilità dell'algoritmo nel trovare traiettorie interlunari a basso costo nel lungo periodo.

Il tour selezionato comincia dal flyby di Callisto e consta di 86 flyby di Io, 42 di Europa, 41 di Ganimede e 31 di Callisto. Questi sono distribuiti temporalmente come in figura:

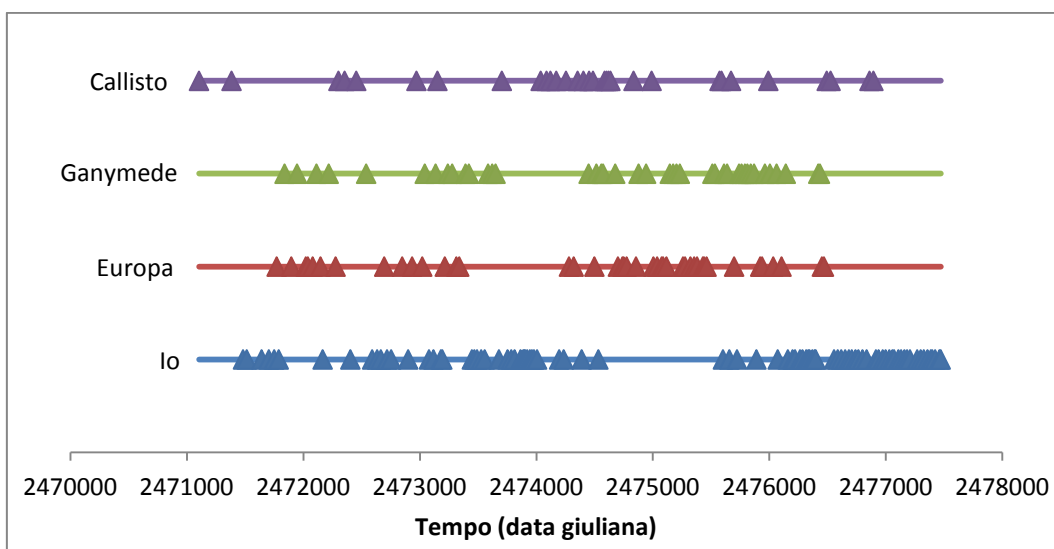


Figura 33 Distribuzione temporale dei flyby delle lune galileiane durante il tour

I Δv da effettuare alle *DSM* per completare il tour sono riportati nel seguente grafico:

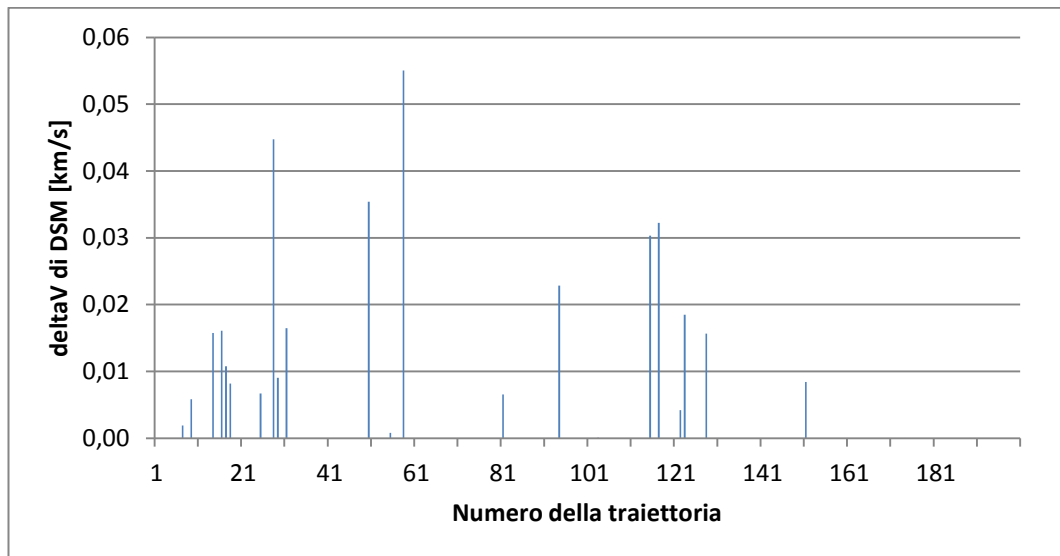


Figura 34 Δv_{DSM} delle traiettorie del tour delle lune galileiane

Si osserva come i Δv_{DSM} hanno in tutto il corso del tour dei valori accettabili. Tuttavia se sommati danno un $\Delta v_{TOT} = 0.3658 \text{ km/s}$, quindi una quantità importante. Di nuovo, quella presentata rappresenta la soluzione migliore tra quelle calcolate, non è naturalmente escluso che ne esistano altre con Δv_{TOT} minori.

La durata del tour è di circa 17 anni. La durata totale della missione, dal lancio fino all'ultimo flyby del tour quindi è pari a 28 anni.

Le traiettorie del tour sono riportate nelle seguenti figure a gruppi di 50:

5.4. TOUR

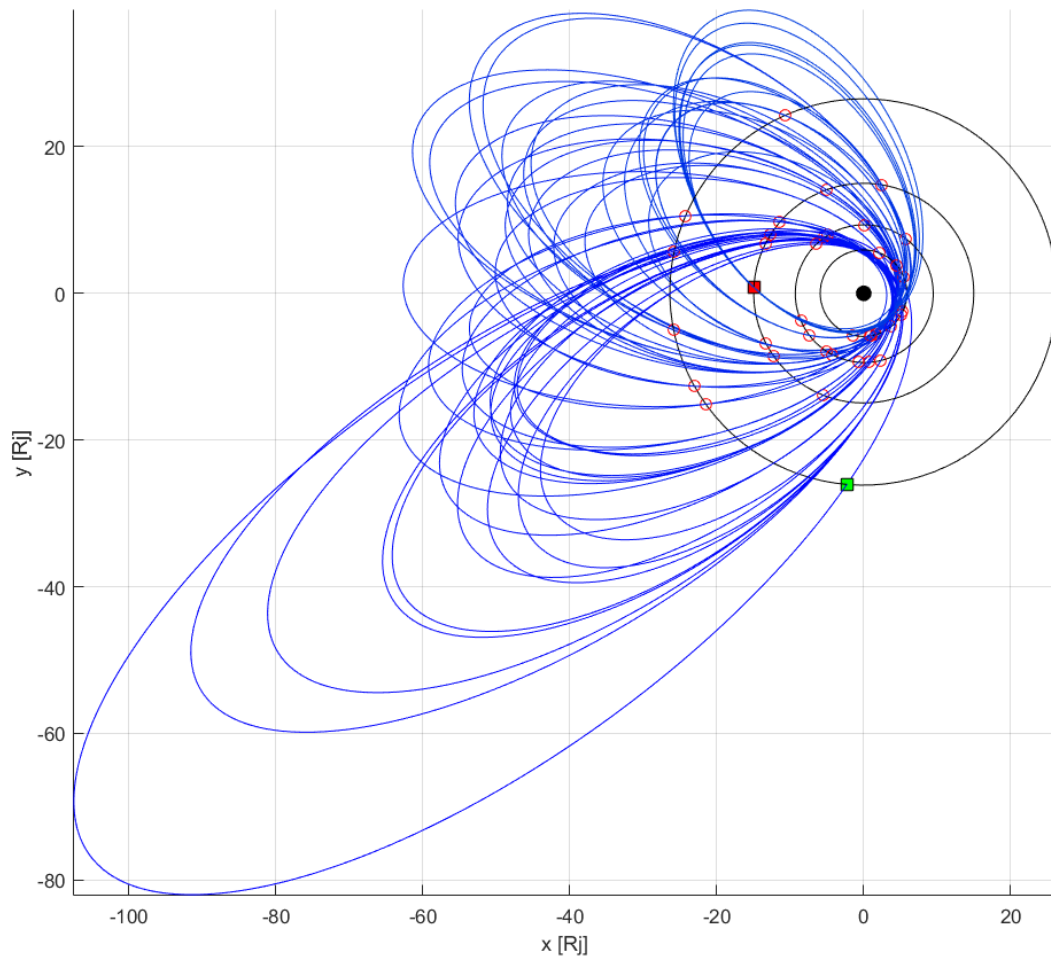


Figura 35 Tour: primo periodo (dal 22/7/2053 al 24/11/2059)

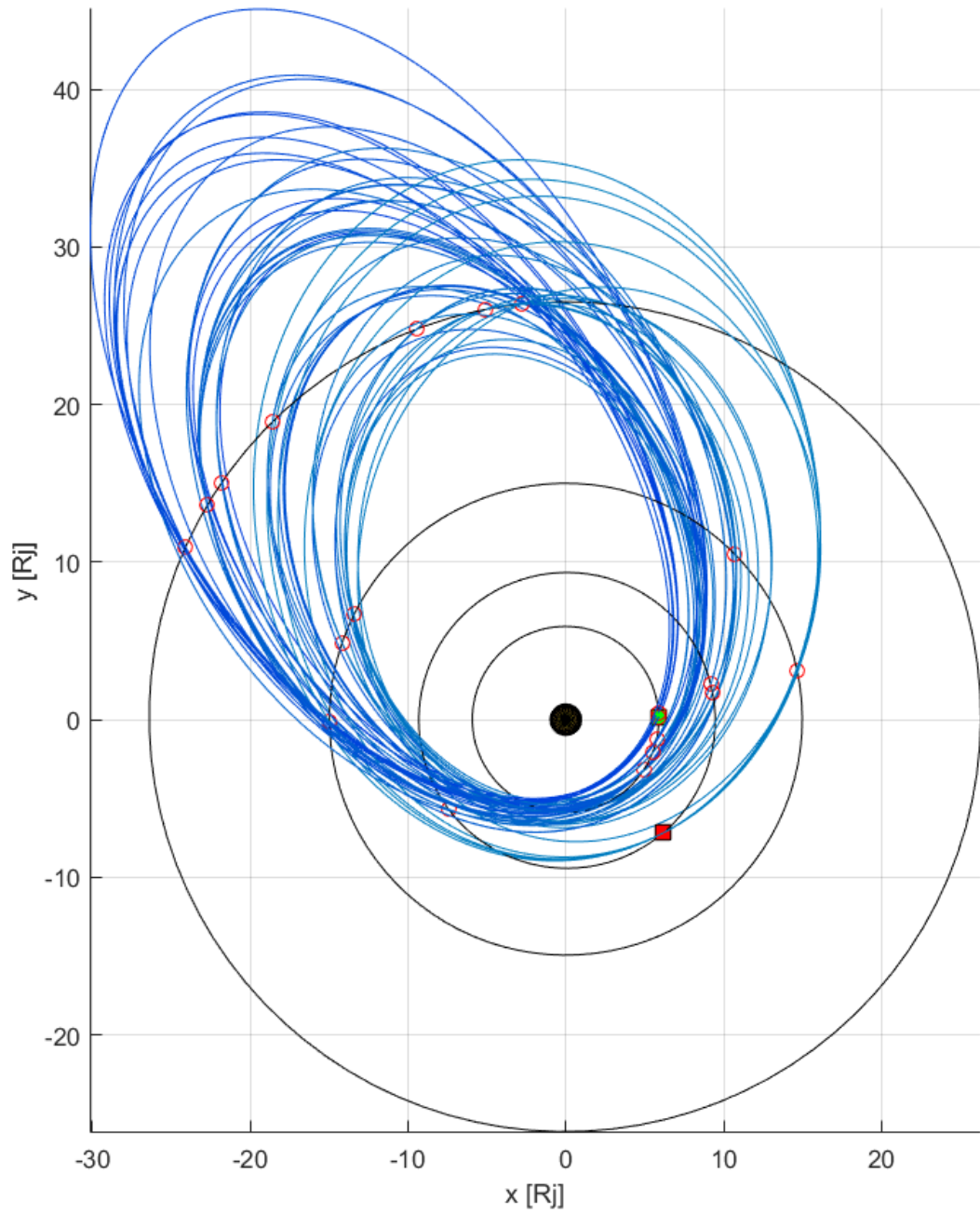


Figura 36 Tour: secondo periodo (dal 24/11/2059 al 15/7/2063)

5.4. TOUR

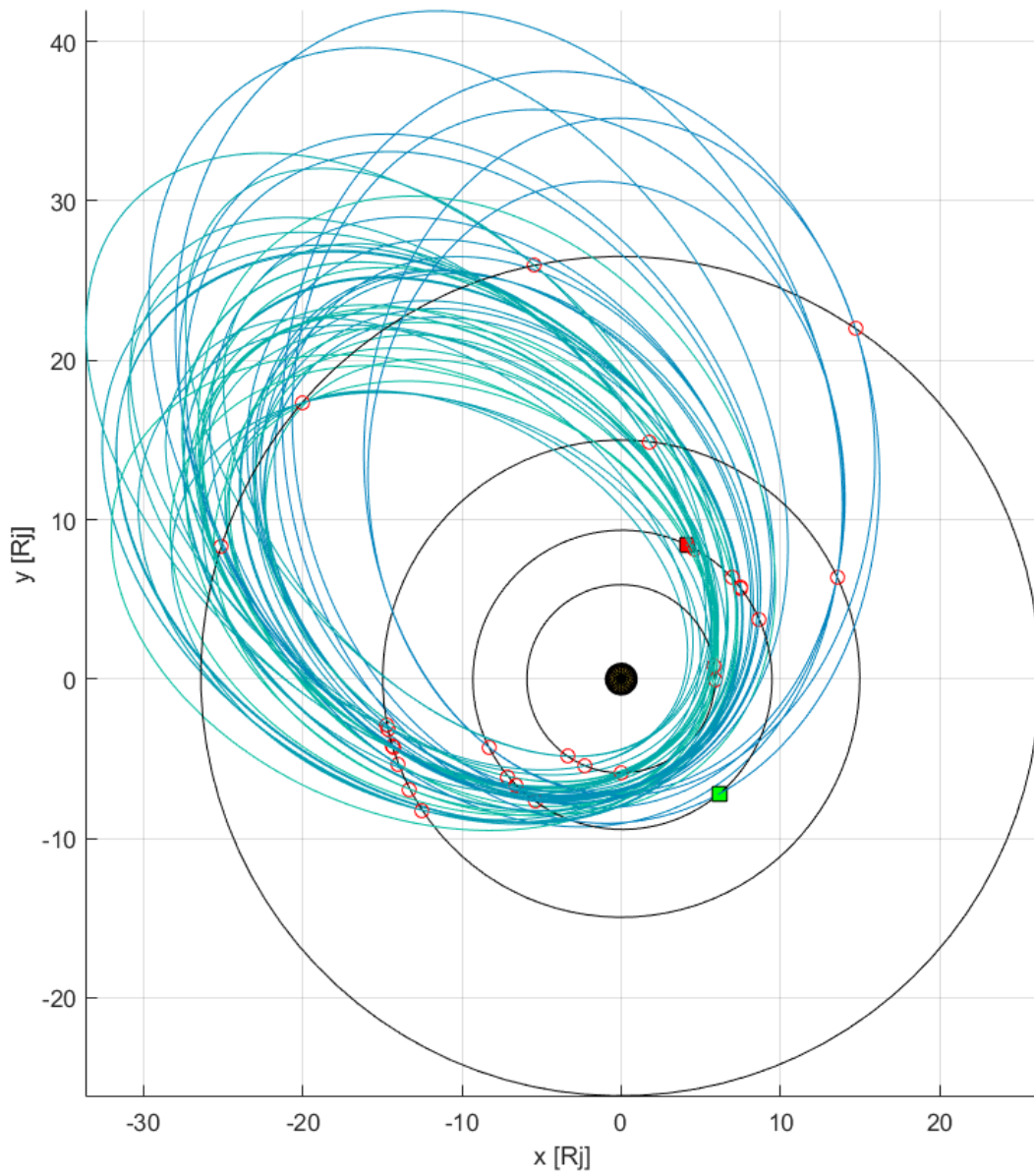


Figura 37 Tour: terzo periodo (dal 15/7/2063 al 31/3/2067)

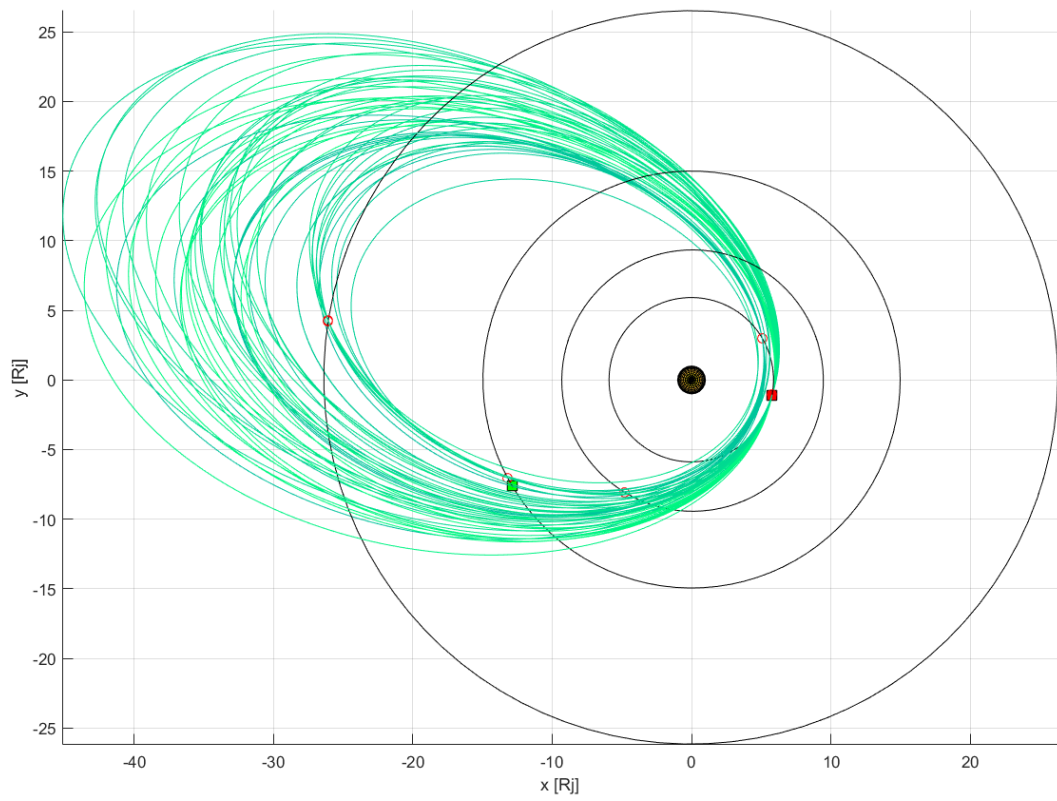


Figura 38 Tour: quarto periodo (dal 31/3/2067 al 16/12/2070)

Capitolo 6

Conclusioni

In questa tesi è stato esposto un metodo per il design di una missione nel sistema di Giove, dalla fase interplanetaria al tour delle lune galileiane. I risultati migliori ottenuti dalle run di ottimizzazione per ognuna delle quattro fasi di cui è composta consentono nel complesso di limitare il consumo di propellente e contestualmente di compiere numerosi flyby per lo studio delle lune.

In totale il tour delle lune galileiane esposto consta di 97 flyby di Io, 48 di Europa, 45 di Ganimede e 36 di Callisto, permettendo in prospettiva un ritorno scientifico molto consistente.

Sono state esposte inoltre le prestazioni di un sistema elettrodinamico usato per la manovra di cattura attorno a Giove e per le successive riduzioni del periodo orbitale. L'intensità del campo magnetico del pianeta e la densità della sua plasmasfera sono in grado di generare nel tether forze di Lorentz importanti rendendo necessario un moto di rotazione del filo per sopperire alla debole azione del gradiente gravitazionale nel mantenerlo teso.

I sistemi a filo, sebbene maturi da un punto di vista teorico, presentano ancora dei problemi in ambito tecnologico legati alla loro realizzazione. Difficoltà nel dispiegamento e nello svolgimento uniti a problemi con i materiali ne stanno rallentando l'adozione sistematica su satelliti e sonde nonostante rappresentino delle alternative vantaggiose in vari campi.

CAPITOLO 6. CONCLUSIONI

In questa tesi è stata dimostrata la validità di un sistema a filo elettrodinamico come alternativa ai propulsori tradizionali nel sistema gioviano: un EDT in questo contesto consente un risparmio di propellente, specialmente per quanto riguarda la manovra di cattura in orbita attorno al pianeta, decisamente non trascurabile.

Appendici

Appendice A

Equazioni per le iperboli di flyby

- **Formule base**

Di seguito sono riportate alcune formule riguardanti l'iperbole particolarmente utili nell'ambito di un flyby di cui si conosce solo la v_∞ e il raggio di pericentro R_p [27] [20].

Per le formule dell'iperbole più classiche si rimanda ancora a [27]. Il parametro μ fa riferimento al pianeta sorvolato.

$$\text{Eccentricità: } e = 1 + \frac{R_p v_\infty^2}{\mu}$$

$$\text{Momento angolare: } h = \frac{\mu \sqrt{e^2 - 1}}{v_\infty} = R_p \sqrt{v_\infty^2 + \frac{2\mu}{R_p}}$$

$$\text{Velocità al pericentro: } v_p = \frac{h}{R_p} = \sqrt{v_\infty^2 + \frac{2\mu}{R_p}}$$

$$\text{Angolo di rotazione: } \delta = 2 \sin^{-1} \frac{1}{e} = 2 \sin^{-1} \left(\frac{1}{1 + \frac{R_p v_\infty^2}{\mu}} \right)$$

- **Flyby balistico**

Il flyby di un corpo celeste può essere modellato come una variazione istantanea della velocità dello spacecraft a patto che siano noti la velocità dello spacecraft prima del flyby, la velocità del pianeta, il raggio di pericentro e l'orientazione del piano dell'iperbole. È possibile pertanto ottenere la velocità dopo il flyby come una funzione analitica:

$$\mathbf{v}_{post-flyby} = f(\mathbf{v}_{pre-flyby}, \mathbf{v}_{planet}, R_p, \beta, \mu_{planet})$$

Questa funzione ruota semplicemente il vettore $\mathbf{v}_{\infty IN}$ secondo i dati dell'iperbole per ottenere $\mathbf{v}_{\infty OUT}$ e di conseguenza $\mathbf{v}_{post-flyby}$.

La funzione utilizza le formule per le iperboli di flyby di cui sopra:

A. - EQUAZIONI PER LE IPERBOLI DI FLYBY

$$\begin{aligned}
 \mathbf{v}_{\infty IN} &= \mathbf{v}_{pre-flyby} - \mathbf{v}_{planet} \\
 v_{\infty} &= \|\mathbf{v}_{\infty IN}\| \\
 e &= 1 + \frac{R_p v_{\infty}^2}{\mu_{planet}} \\
 \delta &= 2 \sin^{-1} \left(\frac{1}{e} \right) \\
 \hat{\mathbf{i}} &= \frac{\mathbf{v}_{\infty IN}}{v_{\infty}}, \quad \hat{\mathbf{j}} = \frac{\mathbf{i} \times \mathbf{v}_{planet}}{\|\mathbf{i} \times \mathbf{v}_{planet}\|}, \quad \hat{\mathbf{k}} = \hat{\mathbf{i}} \times \hat{\mathbf{j}} \\
 \mathbf{v}_{\infty OUT} &= v_{\infty} (\cos \delta \hat{\mathbf{i}} + \cos \beta \sin \delta \hat{\mathbf{j}} + \sin \beta \sin \delta \hat{\mathbf{k}}) \\
 \mathbf{v}_{post-flyby} &= \mathbf{v}_{\infty OUT} + \mathbf{v}_{planet}
 \end{aligned}$$

- **Powered-flyby**

Questa funzione permette di calcolare i dati di un flyby conoscendo solamente le velocità eliocentriche prima e dopo, $\mathbf{v}_{pre-flyby}$ e $\mathbf{v}_{post-flyby}$. Alla sonda è permesso un Δv al pericentro, pertanto la traiettoria planetocentrica risulta composta da 2 iperboli diverse con stesso raggio di pericentro [25].

Con la velocità del pianeta sorvolato si ottengono le $v_{\infty IN}$ e $v_{\infty OUT}$, da cui si ottengono i parametri:

$$a_{IN} = \frac{1}{v_{\infty IN}^2} \quad a_{OUT} = \frac{1}{v_{\infty OUT}^2}$$

con cui è possibile calcolare l'angolo compreso tra $\mathbf{v}_{\infty IN}$ e $\mathbf{v}_{\infty OUT}$:

$$\delta = \sin^{-1} \frac{a_{IN}}{a_{IN} + R_p} + \sin^{-1} \frac{a_{OUT}}{a_{OUT} + R_p}$$

Invertendo quest'ultima equazione è possibile ottenere R_p .

Il Δv al pericentro è invece fornito da:

$$\Delta v = \left| \sqrt{\frac{1}{a_{IN}} + \frac{2}{R_p}} - \sqrt{\frac{1}{a_{OUT}} + \frac{2}{R_p}} \right|$$

Appendice B

Effemeridi polinomiali

- **Pianeti**

Per calcolare la posizione dei pianeti del sistema solare, in [2] vengono riportati gli elementi orbitali delle loro orbite assieme alle loro variazioni. Trattandosi di un'approssimazione, vanno considerati validi solo nel periodo di tempo indicato. I parametri riportati sono il semiasse maggiore a [AU], l'eccentricità e , l'inclinazione i [deg], l'ascensione retta del nodo ascendente Ω [deg], l'argomento del perielio ω [deg] e l'anomalia media M [deg]. Da questi poi è facilmente ottenibile il vettore di stato (costituito da posizione e velocità) nello stesso sistema di riferimento, che in questo caso è il *mean ecliptic and equinox* all'epoca J2000. Qui sono riportati i polinomi validi dal 3000 a.C. al 3000 d.C.

Per calcolare la posizione di un pianeta in una certa data bisogna conoscere la corrispondente data giuliana, JD , per calcolare T :

$$T = \frac{JD - 2451545}{36525}$$

che è il numero di secoli giuliani trascorsi dal 1 gennaio 2000, 12:00 UTC.

- Mercurio

$$a = 0.38709843$$

$$e = 0.20563661 + 0.00002123 T$$

$$i = 7.00559432 - 0.00590158 T$$

$$\Omega = 48.33961819 - 0.12214182 T$$

$$\omega = w - \Omega \quad \text{con } w = 77.45771895 + 0.15940013 T$$

$$M = L - w \quad \text{con } L = 252.25166724 + 149472.67486623 T$$

B. - EFFEMERIDI POLINOMIALI

- Venere

$$a = 0.72332102 - 0.00000026 T$$

$$e = 0.00676399 - 0.00005107 T$$

$$i = 3.39777545 + 0.00043494 T$$

$$\Omega = 76.67261496 - 0.27274174 T$$

$$\omega = w - \Omega \quad \text{con } w = 131.76755713 + 0.05679648 T$$

$$M = L - w \quad \text{con } L = 181.97970850 + 58517.81560260 T$$

- Terra

$$a = 1.00000018 - 0.000000030 T$$

$$e = 0.01673163 - 0.000036610 T$$

$$i = -0.00054346 - 0.013371780 T$$

$$\Omega = -5.11260389 - 0.241238560 T$$

$$\omega = w - \Omega \quad \text{con } w = 102.93005885 + 0.317952600 T$$

$$M = L - w \quad \text{con } L = 100.46691572 + 35999.373063290 T$$

- Marte

$$a = 1.52371243 + 0.00000097 T$$

$$e = 0.09336511 + 0.00009149 T$$

$$i = 1.85181869 - 0.00724757 T$$

$$\Omega = 49.71320984 - 0.26852431 T$$

$$\omega = w - \Omega \quad \text{con } w = -23.91744784 + 0.45223625 T$$

$$M = L - w \quad \text{con } L = -4.56813164 + 19140.29934243 T$$

B. - EFFEMERIDI POLINOMIALI

- Giove

$$a = 5.20248019 - 0.00002864 T$$

$$e = 0.04853590 + 0.00018026 T$$

$$i = 1.29861416 - 0.00322699 T$$

$$\Omega = 100.29282654 + 0.13024619 T$$

$$\omega = w - \Omega \quad \text{con } w = 14.27495244 + 0.18199196 T$$

$$M = L - w + bT^2 + c \cos(fT) + s \sin(fT)$$

$$\text{con: } L = 34.33479152 + 3034.90371757 T$$

$$b = -0.00012452$$

$$c = 0.06064060$$

$$s = -0.35635438$$

$$f = 38.35125000$$

- Saturno

$$a = 9.54149883 - 0.00003065 T$$

$$e = 0.05550825 - 0.00032044 T$$

$$i = 2.49424102 + 0.00451969 T$$

$$\Omega = 113.63998702 - 0.25015002 T$$

$$\omega = w - \Omega \quad \text{con } w = 92.86136063 + 0.54179478 T$$

$$M = L - w + b T^2 + c \cos(fT) + s \sin(fT)$$

$$\text{con: } L = 50.07571329 + 1222.11494724 T$$

$$b = 0.00025899$$

$$c = -0.13434469$$

$$s = 0.87320147$$

$$f = 38.35125000$$

B. - EFFEMERIDI POLINOMIALI

- Urano

$$a = 19.18797948 - 0.00020455 T$$

$$e = 0.04685740 - 0.00001550 T$$

$$i = 0.77298127 - 0.00180155 T$$

$$\Omega = 73.96250215 + 0.05739699 T$$

$$\omega = w - \Omega \quad \text{con } w = 172.43404441 + 0.09266985 T$$

$$M = L - w + bT^2 + c \cos(fT) + s \sin(fT)$$

$$\text{con: } L = 314.20276625 + 428.49512595 T$$

$$b = 0.00058331$$

$$c = -0.97731848$$

$$s = 0.17689245$$

$$f = 7.67025000$$

- Nettuno

$$a = 30.06952752 + 0.00006447 T$$

$$e = 0.00895439 + 0.00000818 T$$

$$i = 1.77005520 + 0.00022400 T$$

$$\Omega = 131.78635853 - 0.00606302 T$$

$$\omega = w - \Omega \quad \text{con } w = 46.68158724 + 0.01009938 T$$

$$M = L - w + bT^2 + c \cos(fT) + s \sin(fT)$$

$$\text{con: } L = 304.22289287 + 218.46515314 T$$

$$b = -0.00041348$$

$$c = 0.68346318$$

$$s = -0.10162547$$

$$f = 7.67025000$$

Per ottenere il semiasse maggiore in chilometri è sufficiente moltiplicare le quantità riportate sopra per il numero di chilometri contenuti in una AU (unità astronomica, la distanza media tra Sole e Terra), che corrisponde a 149597870.7 km .

Per ottenere l'anomalia vera dall'anomalia media occorre iterare l'equazione di Keplero [27]: $M = E - e \sin E$.

B. - EFFEMERIDI POLINOMIALI

Altre equazioni polinomiali per gli elementi orbitali dei pianeti sono disponibili nell'appendice D4 di [30].

- **Lune galileiane**

Per ottenere una posizione approssimata delle lune galileiane di Giove sono state usate le effemeridi fornite in [28]. Sono riportati il semiasse maggiore a [km], l'eccentricità e , l'inclinazione i [deg], l'ascensione retta del nodo ascendente Ω [deg], l'argomento del perielio ω [deg] e l'anomalia media M [deg]. Tutti i parametri vengono considerati costanti a parte l'anomalia media. Il sistema di riferimento è il Jupiter Mean Equator and Equinox all'epoca 2020.

In questo caso il parametro T rappresenta i giorni passati dal 1 gennaio 2020, 00:00 UTC:

$$T = JD - 2458849.5$$

- Io

$$a = 422029.68714001$$

$$e = 4.308524661773E - 03$$

$$i = 40.11548686966E - 03$$

$$\Omega = 280.359938257008$$

$$\omega = 37.991267683987$$

$$M = 286.85240405645 + 203.229664789975 T$$

- Europa

$$a = 671224.23712681$$

$$e = 9.384699662601E - 03$$

$$i = 0.46530284284480$$

$$\Omega = 227.84182731314$$

$$\omega = 280.428359964949$$

$$M = 318.00776678240 + 101.321161280143 T$$

B. - EFFEMERIDI POLINOMIALI

- Ganimede

$$a = 1070587.4692374$$

$$e = 1.953365822716E - 03$$

$$i = 0.13543966756582$$

$$\Omega = 309.206627583083$$

$$\omega = 317.123504981693$$

$$M = 220.59841030407 + 50.3000445780755 T$$

- Callisto

$$a = 1883136.6167305$$

$$e = 7.337063799028E - 03$$

$$i = 0.25354332731555$$

$$\Omega = 86.723916616548$$

$$\omega = 199.23996565924$$

$$M = 321.07650614246 + 21.5614945783845 T$$

Bibliografia

- [1] O. Grasset, M. K. Dougherty, A. Coustenis, E. J. Bunce, C. Erd, D. Titov, M. Blanc, A. Coates, P. Drossart, L. N. Fletcher, H. Hussman, R. Jaumann, N. Krupp, J.-P. Lebreton, O. Prieto-Ballesteros, P. Tortora, F. Tosi and T. Van Hoolst, "JUper ICy moons Explorer (JUICE): An ESA mission to orbit Ganymede and to characterise the Jupiter system," *Planetary and Space Science*, no. 78, pp. 1-21, 2013.
- [2] E. M. Standish, Keplerian Elements for Approximate Positions of the Major Planets.
- [3] B. A. Archinal, M. F. A'Hearn, E. Bowell, A. Conrad, G. J. Consolmagno, R. COurtin, T. Fukushima, D. Herstroffer, J. L. Hilton, G. A. Krasinsky, G. Neumann, J. Oberst, P. K. Seidelmann, P. Stooke, D. J. Tholen, P. C. Thomas and I. P. Williams, "Report of the IAU Working Group on Cartographic Coordinates and Rotational Elements: 2009," *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2010.
- [4] ESA, JUICE Redbook. Jupiter Icy Moons Explorer - Exploring the emergence of habitable worlds around gas giants, 2014.
- [5] E. Han, S. X. Wang, J. T. Wright, Y. K. Feng, M. Zhao, O. Fakhouri, J. I. Brown and C. Hancock, "Exoplanet Orbit Database. II. Updates to Exoplanets.org," *Astronomical Society of Pacific*, vol. 126, p. 827, 2014.
- [6] G. Lari, La risonanza di Laplace e la missione spaziale JUICE, Pisa, 2014.
- [7] T. V. Johnson and L. A. Soderblom, "Io," *Le Scienze*, no. 186, pp. 51-62, 1984.
- [8] L. A. Soderblom, "I satelliti di Giove," *Le Scienze*, vol. 139, pp. 50-66, 1980.
- [9] A. P. Showman and R. Malhotra, "The Galilean Satellites," *Science*, vol. 286, pp. 77-84, 1999.
- [10] J. R. Sanmartin, M. Charro, E. C. Lorenzini, H. B. Garrett, C. Bombardelli and C. Bramanti, "Electrodynamic Tether at Jupiter—I: Capture Operation and Constraints," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 36, no. 5, pp. 2450-2458,

2008.

- [11] N. Divine and H. B. Garrett, "Charged Particle Distributions in Jupiter's Magnetosphere," *Journal of Geophysical Research*, vol. 88, no. A9, pp. 6889-6903, 1983.
- [12] M. L. Cosmo and E. C. Lorenzini, *Tethers in Space Handbook*, Cambridge, MA, 1997.
- [13] E. C. Lorenzini, *Dispense del corso di Astrodinamica*, Padova, 2015.
- [14] J. R. Sanmartin, M. Martínez-Sánchez and E. Ahedo, "Bare Wire Anodes for Electrodynamic Tethers," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 9, no. 3, pp. 353-360, 1993.
- [15] H. M. Mott-Smith and I. Langmuir, "The Theory of Collectors in Gaseous Discharges," *Physical Review*, vol. 28, pp. 727-763, 1926.
- [16] J. R. Sanmartin and E. C. Lorenzini, "Exploration of Outer Planets Using Tethers for Power and Propulsion," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 21, no. 3, pp. 573-576, 2005.
- [17] J. R. Sanmartin, M. Charro, E. C. Lorenzini, H. B. Garrett, C. Bombardelli and C. Bramanti, "Electrodynamic Tether at Jupiter—II: Fast Moon Tour After Capture," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 37, no. 4, pp. 620-626, 2009.
- [18] M. Tajmar, *Dispense del corso Elektrische Raumfahrtantriebe und Zukunftskonzepte*, Dresden, 2016.
- [19] P. K. Seidelmann and N. Divine, "Evaluation of Jupiter Longitudes in System III(1965)," *Geophysical Research Letters*, vol. 4, no. 2, pp. 65-68, 1977.
- [20] L. A. D'Amario, L. E. Bright and A. A. Wolf, "Galileo Trajectory Design," *Space Science Reviews*, vol. 60, pp. 23-78, 1992.
- [21] R. Storn and K. Price, "Differential Evolution - a Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces," *Journal of Global Optimization*, vol. 11, pp. 341-359, 1997.
- [22] J. Brest, V. Žumer and M. S. Maučec, "Self-Adaptive Differential Evolution Algorithm in Constrained Real-Parameter Optimization," in *2006 IEEE Congress on*

Evolutionary Computation, Vancouver, 2006.

- [23] N. Hansen and A. Ostermeier, "Adapting arbitrary normal mutation distributions in evolution strategies: The covariance matrix adaptation," in *Proceedings of the 1996 IEEE International Conference on Evolutionary Computation*, 1996.
- [24] N. Hansen, *The CMA Evolution Strategy: A Tutorial*, 2016.
- [25] D. Izzo, "Global Optimization and Space Pruning for Spacecraft Trajectory Design," in *Spacecraft Trajectory Optimization*, Cambridge, NY, Cambridge University Press, 2010, pp. 178-199.
- [26] C. H. Acton, "Ancillary Data Services of NASA's Navigation and Ancillary Information Facility," *Planetary and Space Science*, vol. 44, no. 1, pp. 65-70, 1996.
- [27] H. D. Curtis, *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Elsevier, 2009.
- [28] A. E. Petropoulos, *Problem Description for the 6th Global Trajectory Optimisation Competition*, 2012.
- [29] A. E. Lynam, K. W. Kloster and J. M. Longuski, "Multiple-Satellite-Aided-Capture Trajectories at Jupiter Using the Laplace Resonance," *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, vol. 109, pp. 59-84, 2011.
- [30] D. A. Vallado, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, 1997.

Ringraziamenti

Desidero ringraziare il Prof. Enrico Lorenzini, relatore di questa tesi, per la grande disponibilità sempre dimostratami e per i preziosi consigli che ha saputo darmi durante tutto lo svolgimento.

Ringrazio la mia famiglia e i miei genitori in particolare per il sostegno e l'affetto durante questi anni di studio e per avermi dato la possibilità di coronare il mio sogno.

Ringrazio gli amici che mi hanno accompagnato in questo percorso, i miei coinquilini e i compagni di università: senza di voi non sarebbe stato lo stesso.

