

POLITECNICO DI TORINO



**Politecnico
di Torino**

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Studio preliminare di un'antenna in orbita
terrestre per l'estensione delle capacità di
comunicazione interplanetaria della missione
Encelado - ESA Voyage 2050**

Relatore

Prof. Lorenzo Casalino

Candidato

STEFANO QUARTA

Matricola: 318964

ANNO ACCADEMICO 2024 - 2025

Sommario

L'esplorazione spaziale rappresenta l'espressione della volontà dell'umanità di spingersi oltre i propri limiti, inseguendo obiettivi sempre più ambiziosi e stimolanti. Per fare questo è essenziale l'impegno congiunto delle istituzioni spaziali, nazionali e internazionali, coadiuvate dal settore privato e della ricerca scientifica universitaria e privata. I prossimi obiettivi in questo settore sono rappresentati da mete ancora più lontane che richiedono tecnologie più avanzate di quanto si sia raggiunto fino ad ora. In questo contesto le ricerche effettuate per trovare soluzioni alternative a quelle presenti, permettendo di supportare un numero sempre maggiore di missioni complesse, sono al centro degli interessi del settore.

Nel seguente documento verrà affrontata un'analisi preliminare per determinare se una di queste tecnologie ancora in via di sviluppo abbia le caratteristiche minime essenziali per giustificarne il proseguimento della progettazione. Un gruppo di ricerca composto da professori universitari e aziende private sta lavorando alla progettazione di un'antenna di nuova generazione in grado di supportare le prossime missioni spaziali. In questo lavoro di tesi si vogliono verificare alcune delle condizioni essenziali affinché questa antenna possa essere sfruttata per la prossima missione del programma Voyage 2050 dell'ESA. Nello specifico, attraverso la creazione di un piccolo simulatore orbitale dei corpi di interesse, sarà valutata la visibilità tra l'antenna e il target e verificati gli angoli di puntamento e la loro variazione, necessari a poter progettare un sistema di controllo dell'assetto adeguato a mantenere il puntamento costante della sonda. Sarà inoltre effettuato un confronto con il sistema di telecomunicazione DSN usato per la comunicazione con lo spazio profondo, per verificare se i vantaggi dell'utilizzo di questa antenna siano tali da giustificarne l'impiego al fine di estendere le capacità di comunicazione della missione su Encelado nell'ambito del programma dall'Agenzia spaziale Europea.

Ringraziamenti

A conclusioni di questo mio percorso universitario voglio spendere un momento per ringraziare coloro che mi sono stati sempre accanto.

Alla mia famiglia che mi ha supportato e sopportato durante tutti questi lunghi anni, che hanno creduto in me anche quando non riuscivo a crederci io stesso, che hanno fatto sì che diventassi la persona che sono oggi. *Grazie.*

A Francesca per essermi sempre stata vicina anche da lontano e avermi sostenuto nei momenti di difficoltà, per avermi spinto ad andare avanti e a non abbattermi nonostante tutto. *Grazie.*

A Simone per essermi amico da oltre 16 anni ed avermi fatto compagnia in tutte le mie estati nonostante i miei scleri e le spiegazioni improponibili degli esami che studiavo. *Grazie.*

Ad Alessia che con le sue lunghe chiamate mi ha tenuto compagnia e mi ha incoraggiato anche quando non c'era nessuno a farlo. *Grazie.*

A Vincenzo un coinquilino che si è trasformato in un vero amico anche dopo che le nostre strade si sono divise, grazie per avermi fatto ridere, avermi fatto scoprire cose nuove e per avermi supportato costantemente. *Grazie.*

Ai miei coinquilini passati con cui ho trascorso giorni a parlare fino a tardi, a uscire insieme, e a trascorrere momenti indimenticabili tra risate e paranoie per gli esami. *Grazie.*

A tutti i miei amici che in un momento o nell'altro mi sono stati accanto, hanno

condiviso parte della loro vita con me e non hanno mai dubitato che potessi farcela.
Grazie.

E ultimo ma non meno importante voglio ringraziare me stesso, per essere arrivato fin qui nonostante i periodi di smarrimento le difficoltà e le incertezze che mi hanno accompagnato in questi anni.

Grazie.

Indice

Elenco delle tabelle	VIII
Elenco delle figure	IX
1 Premessa	1
2 Definizione del contesto	3
2.1 Le nuove frontiere dello spazio	3
2.2 Le prossime missioni spaziali	4
2.3 Voyage 2050	5
2.3.1 Moons of the Giant Planets	5
2.3.2 Encelado	8
2.3.3 La scelta di Encelado	9
2.4 Caratteristiche della missione su Encelado	10
2.4.1 Scenari di missione ottimali	11
3 Aspetti teorici	13
3.1 Richiami di meccanica orbitale	13
3.1.1 Le leggi di Keplero	13
3.1.2 Le leggi di Newton	14
3.1.3 Problema degli n-corpi	14
3.1.4 Problema dei due corpi	15
3.1.5 Costanti del moto	16
3.1.6 Equazione della traiettoria	17
3.2 Sistemi di riferimento	19
3.2.1 Sistema eliocentrico - eclittica	20

3.2.2	Sistema di riferimento geocentrico - equatoriale	20
3.2.3	Sistema di riferimento ECEF (Earth centered Earth fixed)	21
3.2.4	Sistema di riferimento perifocale	21
3.2.5	Sistema di riferimento topocentrico	22
3.2.6	Sistema di riferimento terrestre	23
3.2.7	Trasformazioni dei sistemi di riferimento	23
3.3	I parametri orbitali classici	25
3.4	Definizione orbite particolari	26
3.4.1	Orbite SSO	27
4	Il problema Tempo	31
4.1	Tempo di volo orbita ellittica	31
4.2	Problema tempo diretto	34
4.3	Problema tempo indiretto o Problema di Keplero	35
4.4	Definizione tempo astronomico	37
5	Le comunicazioni spaziali	39
5.1	Caratteristiche delle comunicazioni spaziali	40
5.2	Groundstation	42
5.3	Deep Space Network - DSN	43
5.4	Vantaggi e svantaggi di un antenna in orbita o a terra	45
6	Creazione del codice	49
6.1	Definizione del codice	51
6.1.1	Orbita dell'antenna	51
6.1.2	Parametri per Terra e Saturno	51
6.1.3	Parametri per Encelado	51
6.1.4	Propagazione dell'orbita	52
6.1.5	Simulazione posizione antenne DSN	53
6.1.6	Trasformazione sistemi di riferimento	53
6.2	Ottimizzazione con codice genetico	54
6.2.1	Cos'è un codice genetico	54
6.3	Obiettivi del codice	55
6.3.1	Verifica visibilità tra antenna e Encelado	55
6.3.2	Definizione degli angoli di puntamento	55

6.3.3	Verifica visibilità DSN e Encelado	56
6.3.4	Definizione delle perdite	56
7	Analisi dei risultati	57
7.1	Analisi delle orbite	57
7.2	Verifica della visibilità dell'antenna	61
7.2.1	Anno 2050	61
7.2.2	Anno 2051	64
7.2.3	Anno 2052	67
7.3	Risultati ottenuti con l'ottimizzazione	70
7.4	Verifica degli angoli di puntamento	74
7.5	Verifica della visibilità DSN	76
7.6	Differenze perdite di segnale	78
8	Conclusioni	81
	Bibliografia	85

Elenco delle tabelle

3.1	Coniche	19
5.1	Bande di frequenza	40
7.1	Confronto visibilità con e senza simulazione	72
7.2	Confronto risultati simulazioni annuali con ottimizzazione	74
7.3	Perdite antenne DSN 34 m	79
7.4	Perdite antenne DSN 70 m	79
7.5	Perdite antenne DSN 70 m elevation angle di 30°	79
8.1	Risultati simulazioni annuali della visibilità di Encelado	82
8.2	Risultati simulazioni triennali della visibilità di Encelado	82

Elenco delle figure

2.1	Moons of the giant planet [6]	6
2.2	Main characteristics of the 4 primary target [8]	7
2.3	Immagini di Encelado ottenute dalla sonda Cassini [10]	8
2.4	Sommario degli obiettivi scientifici e loro rilevanza per ogni Luna [8]	10
2.5	Caratteristiche missione su Encelado [10]	11
3.1	Sistema di riferimento eliocentrico - eclittica [12]	20
3.2	Sistema di riferimento geocentrico equatoriale [13]	21
3.3	Sistema di riferimento perifocale [14]	22
3.4	Sistema di riferimento topocentrico [13]	23
3.5	Parametri orbitali [14]	26
3.6	Regressione linea dei nodi orbita eliosincrona [14]	27
3.7	Regressione della linea dei nodi [12]	28
3.8	Coppia causata dall'effetto J2 [12]	28
4.1	Area infinitesima dell'ellisse [12]	31
4.2	Area spazzata [13]	32
4.3	Anomalia eccentrica [13]	33
4.4	Metodo di Newton [14]	36
4.5	Calcolo anomalia eccentrica con metodo di Newton [13]	37
5.1	Posizione complessi DSN [18]	44
5.2	Antenna 70 m DSN Canberra [17]	45
6.1	Struttura base del codice	50
7.1	Traiettoria antenna intorno alla Terra	58
7.2	Traiettoria della Terra intorno al Sole	58
7.3	Traiettoria di Saturno intorno al Sole	59
7.4	Traiettoria di Encelado intorno a Saturno	59

7.5	Moto di Saturno rispetto alla Terra in ECI	60
7.6	Orbita di Saturno e Terra nel sistema eclittica	62
7.7	Orbita di Saturno rispetto la Terra per il 2050	62
7.8	Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno gennaio 2050	63
7.9	Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno aprile 2050	63
7.10	Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno luglio 2050	64
7.11	Visibilità antenna-Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno ottobre 2050	64
7.12	Orbita di Saturno e Terra nel sistema eclittica per il 2051	65
7.13	Visibilità antenna-Encelado: Ostruzione Terra e Saturno gennaio 2051	65
7.14	Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno aprile 2051	66
7.15	Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno luglio 2051	66
7.16	Visibilità antenna-Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno ottobre 2051	67
7.17	Orbita di Saturno e Terra nel sistema eclittica per il 2052	67
7.18	Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno gennaio 2052	68
7.19	Visibilità antenna-Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno aprile 2052	68
7.20	Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno luglio 2052	69
7.21	Visibilità antenna-Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno ottobre 2052	69
7.22	Orbita di Saturno e Terra nel sistema eclittica 2050-2052	71

Capitolo 1

Premessa

L'esplorazione spaziale si prepara, nei prossimi anni, ad affrontare un momento particolarmente intenso nella sua storia. L'arrivo di nuove compagnie private e delle loro collaborazioni con le agenzie governative sta permettendo un accesso allo spazio ancora più veloce ed economico. Le nuove missioni, partite da poco o in fase di progettazione, permetteranno di fare nuove importanti scoperte scientifiche rispondendo magari a molte delle domande ancora senza risposta sulla vita extraterrestre e sui misteri dello spazio. Tra le prossime missioni in fase di progettazione dall'Agenzia Spaziale Europea compare una missione che ha come obiettivo lo studio delle lune di Saturno e in particolare di Encelado, una piccola Luna che potrebbe contenere le risposte a molte di queste domande. La missione è ancora in fase di definizione e farà parte del prossimo grande ciclo di missioni dell'ESA chiamato Voyage 2050. La data di lancio indicativa della missione è agli inizi del 2040 con un arrivo previsto su Encelado intorno all'anno 2050. Un team di professori e ingegneri sta valutando l'opportunità di utilizzare un loro progetto per migliorare l'affidabilità e gli esiti di questa missione andando ad estenderne le capacità di comunicazione. Questo team ha ideato un nuovo tipo di antenna, ancora in fase di studio, molto economica e superleggera che inserita in orbita bassa terrestre potrebbe essere usata come collegamento tra le stazioni di terra e la sonda che andrà su Encelado. Una soluzione di questo tipo, coadiuvata da sistemi già affidabili e testati come le antenne del Deep Space Network, permetterebbe alla missione di ridurre i costi necessari di un utilizzo intenso delle antenne DSN e allo stesso tempo di avere un accesso alla sonda su Encelado per un tempo maggiore

e quindi di avere molte più possibilità per comunicare, inviare comandi e ricevere aggiornamenti sui dati scientifici trovati. In questo lavoro di tesi si andranno a valutare tutti questi aspetti. Dopo aver ipotizzato un'orbita che possa migliorare il più possibile la visibilità con il satellite, si cercherà se e per quanto tempo sarà possibile per un'antenna in orbita essere in linea di vista con la sonda, quali sono gli angoli di puntamento necessari per poter essere in grado di vederla e quali velocità angolari l'antenna dovrà avere per mantenere il corretto puntamento. Sarà inoltre valutata la visibilità di Encelado da parte del DSN e le differenze riscontrate con l'antenna in orbita. Queste analisi saranno effettuate tenendo in considerazione che la missione potrebbe avere un anno di inizio diverso da quello preventivato e per questo i dati saranno valutati nell'arco di tre anni 2050, 2051 e 2052. Considerando una aspettativa di vita indicativa dell'antenna di circa 3 anni, si sono andati a valutare questi dati anche per una missione lunga tre anni per ognuno degli anni di interesse.

Il calcolo di questi elementi sarà effettuato tramite il software MATLAB, attraverso la creazione di un piccolo simulatore orbitale dei pianeti di interesse del sistema solare (Terra e Saturno) nella loro orbita intorno al Sole e della luna di Saturno Encelado. Verrà simulata inoltre l'orbita dell'antenna intorno alla Terra e la posizione delle stazioni DSN in un sistema di riferimento inerziale in modo tale da poter confrontare le posizioni dei corpi in gioco e ricavare le grandezze di interesse. Questo elaborato presenterà una prima parte introduttiva che affronterà il tema delle prossime missioni spaziali e in particolare verrà approfondita la missione su Encelado come parte del programma Voyage 2050 dell'ESA. In una seconda parte saranno richiamati i concetti fisici alla base della meccanica orbitale che si sono rivelati utili per lo svolgimento della tesi. Si proseguirà con una parte relativa alla comunicazione spaziale e a un'introduzione al Deep Space Network per conoscere lo stato dell'arte di come si comunica con lo spazio profondo. In seguito, sarà data una panoramica su come il codice è stato costruito e alla fine i risultati ottenuti. Nelle conclusioni si potrà leggere un riassunto dei risultati e come, la simulazione di questa antenna abbia messo in luce dei dati particolarmente interessanti per la progettazione dell'antenna e dei vantaggi che potrebbe apportare a una missione come quella programmata dall'Agenzia Spaziale Europea.

Capitolo 2

Definizione del contesto

In questo capitolo si andrà a valutare il contesto in cui questo lavoro di tesi si inserisce, concentrandosi sulle future missioni spaziali e in particolare la missione su Encelado per cui è stato effettuato il seguente studio.

2.1 Le nuove frontiere dello spazio

L'esplorazione spaziale rappresenta oggi l'espressione della volontà dell'umanità di spingersi oltre i propri limiti, inseguendo obiettivi sempre più ambiziosi e stimolanti. In questo contesto, l'esplorazione spaziale dei prossimi decenni si configura come una fase di rinnovato slancio scientifico e tecnologico, in cui la collaborazione e integrazione tra le varie agenzie spaziali, i centri di ricerca e l'industria privata avrà un ruolo cruciale nel raggiungimento di obiettivi di crescente complessità e valore conoscitivo. Tale convergenza mira a consolidare una visione strategica dell'esplorazione, orientata non solo all'espansione dei confini della conoscenza astronomica, ma anche alla comprensione dei processi fondamentali che regolano la formazione dei pianeti, l'evoluzione dei sistemi planetari e la potenziale presenza di ambienti abitabili oltre la Terra. Grazie alla cooperazione internazionale e a queste nuove sinergie tra agenzie spaziali, istituti accademici e industria tecnologica, le prossime missioni intendono integrare approcci remoti e in situ per rispondere a domande fondamentali sulla presenza di acqua, chimica organica, energia e *bio-signature* extraterrestri. Le missioni di prossima generazione quali Mars Sample Return, Europa Clipper, JUICE e le proposte del programma ESA Voyage 2050,

rappresentano pietre miliari in questo percorso. Esse sono concepite per affrontare domande fondamentali sulla presenza di acqua liquida, energia chimica e composti organici, condizioni essenziali per lo sviluppo di ecosistemi extraterrestri. Parallelamente, i progressi tecnologici attesi riguardano le nuove possibilità della propulsione elettrica e nucleare, di piattaforme orbitali modulari, dell'intelligenza artificiale applicata alla navigazione autonoma e sistemi di acquisizione dati ad alta efficienza. Questi sviluppi renderanno possibili missioni di lunga durata e maggiore profondità scientifica, minimizzando al contempo costi e rischi operativi.

Nel quadro di questa prospettiva, l'esplorazione spaziale nel XXI secolo si configura come un'impresa globale e cooperativa, in cui la curiosità scientifica si intreccia con la capacità tecnologica, proiettando l'umanità verso una comprensione più profonda della propria origine e del proprio futuro nel cosmo.

2.2 Le prossime missioni spaziali

Diverse missioni già approvate o in fase avanzata costituiscono tappe fondamentali nel percorso strategico che guiderà l'esplorazione spaziale del futuro

- **Artemis Program** – programma internazionale guidato dalla NASA, con l'obiettivo di riportare gli esseri umani sulla Luna e di stabilire una presenza sostenibile sul suolo lunare entro il 2030, come tappa preparatoria per future missioni umane verso Marte. [1]
- **Mars Sample Return** – missione congiunta NASA-ESA volta a riportare sulla Terra campioni di suolo marziano raccolti dal rover Perseverance. Essa richiede più missioni: un lander, un veicolo per il lancio da Marte e un orbiter di ritorno terrestre. [2] [3]
- **Europa Clipper** – missione della NASA lanciata nell'ottobre 2024 con arrivo previsto nell'orbita di Giove nel 2030; effettuerà numerosi flyby della luna Europa per studiarne l'oceano interno e possibili getti d'acqua superficiale. [4]
- **JUICE (JU)piter ICy moons Explorer)** – missione ESA lanciata ad aprile 2023, con arrivo atteso nel sistema di Giove nel 2031. La missione si focalizzerà sulla ricerca di oceani sotto la superficie delle lune di Giove: Ganimede, Callisto ed Europa che possono offrire stimolanti indizi sulla possibile esistenza di

condizioni compatibili con forme di vita diverse da quelle del nostro pianeta. [5]

2.3 Voyage 2050

In Europa, l'Agenzia Spaziale Europea (ESA) ha avviato la pianificazione scientifica per Voyage 2050 il prossimo programma spaziale per il periodo 2035–2050. Attraverso il coinvolgimento della comunità scientifica e comitati tecnici, sono stati individuati i principali temi scientifici ad alto potenziale per tre missioni di classe “Large” (L) e missioni intermedie più specializzate [6]. I temi scelti per le prossime missioni spaziale nella roadmap di Voyage 2050 [7] sono stati:

- **Lune dei pianeti giganti.**
- **Dagli esopianeti temperati alla Via Lattea.**
- **Nuove prove fisiche dell'universo primordiale.**

Questo nuovo programma rappresenterà un passo importante nella ricerca scientifica e spaziale e secondo, le parole di Fabio Favata, Head of the Strategy, Planning and Coordination Office “Porterà l'Europa in prima linea della scienza spaziale per i decenni a venire” (ESA, 2021) [6].

Il lavoro di tesi qui presentato si inserisce all'interno di una di queste missioni principali dell'Agenzia Spaziale Europea: *Moons of the giant planets* come un'analisi per coadiuvare il lavoro degli esperti che intendono creare un'antenna innovativa superleggera e a basso costo da poter sfruttare per migliorare le performance delle comunicazioni nell'ambito della missione minimizzando i costi a essa associati.

2.3.1 Moons of the Giant Planets

In questa sezione verranno identificate gli obiettivi della missione e la configurazione più interessante di missione secondo lo studio tecnico effettuato dal team di esperti nel documento “*ESA L4 Expert Committee report Voyage 2050 Moons of the Giant Planets*” (ESA, 2024) [8].

Il tema scelto per la missione L4 (la prima missione “Large” del ciclo Voyage 2050) è denominato “**Moons of the Giant Planets**”, ovvero lo studio delle lune

dei giganti gassosi come ambienti potenzialmente abitabili o astrobiologicamente rilevanti.

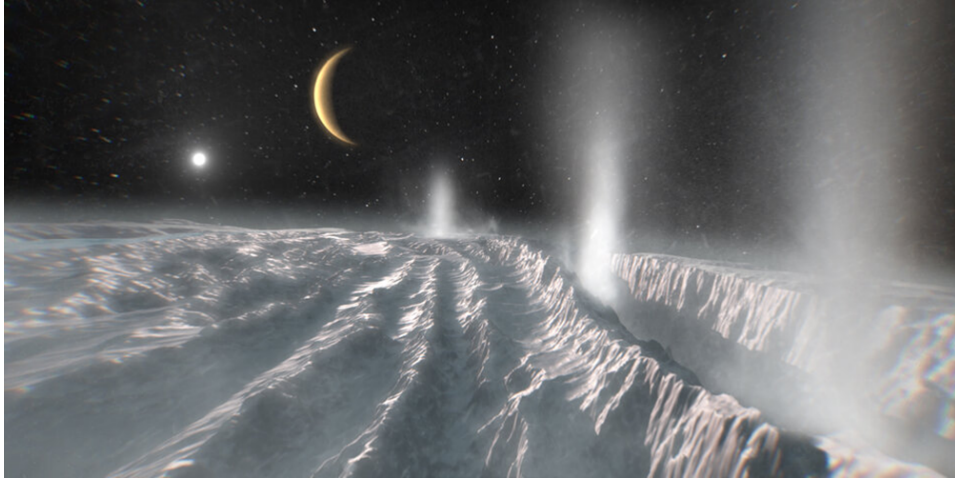



Figura 2.1. Moons of the giant planet [6]

La commissione per la valutazione del programma Voyage 2050 ha raccomandato che le prossime missioni dovrebbero concentrarsi sulle seguenti sfide scientifiche per le lune ghiacciate del sistema solare:

1. **La questione dell'abitabilità dei mondi oceanici**, da affrontare attraverso la caratterizzazione della struttura interna e degli oceani sotterranei, mediante strumenti in grado di effettuare una tomografia completa dell'interno delle lune.
2. **Lo studio della connessione tra l'interno e gli ambienti prossimi alla superficie**, analizzando in particolare come tale connessione possa essere influenzata da forzanti dinamiche e quali siano le implicazioni per lo scambio di massa ed energia all'interno del sistema complessivo luna-pianeta (inclusa la magnetosfera del pianeta).
3. **La ricerca di biosignature** e l'identificazione di processi di chimica prebiotica sulla superficie, nelle atmosfere e nei getti (*plumes*) dei mondi oceanici, mediante strumentazione di telerilevamento e misure in situ.

La missione mira quindi a rispondere alle domande chiave su quando, come e in quali condizioni una luna ghiacciata può mantenere un ambiente abitabile e quali tracce lascerebbe di potenziali forme di vita. In seguito alle raccomandazioni finali del *Voyage 2050 Senior Committee Report* (ESA, 2019) [7], nel dicembre 2021 l'ESA ha pubblicato una call aperta per la costituzione di un Comitato di esperti per la missione L4, dedicata al tema scientifico “Moons of the Giant Planets”. I possibili obiettivi della missione che sono stati individuati sono Europa, Ganimede, Encelado e Titano per motivazioni diverse. Nella figura 2.2 vengono riassunte le caratteristiche principali delle lune considerate nello studio [8].



	Europa	Ganymede	Enceladus	Titan
Diameter	3 122 km	5 268 km	504 km	5 150 km
Density	3.01 g/cm ³	1.94 g/cm ³	1.61 g/cm ³	1.88 g/cm ³
Distance to planet (in planet radius R _p)	9.4 R _p	15.0 R _p	3.9 R _p	20.3 R _p
Rotational period	3.5 days	7.2 days	33 hours	15.9 days
Intrinsic magnetic field	No	Yes	No	No
Induced magnetic field	Yes	Yes	Not detected	Not detected
Atmosphere	Tenuous	Tenuous	Tenuous	Dense
Thickness of the ice crust above the ocean	>10 km	>100 km	<40 km (<5 km at the SPT)	>50 km
Ocean contact to the core	Very likely	No	Yes	Likely no
Organic matter	Present	Likely present	Present	Abundant
Detected CHNOPS	C,H,O,S	C,H,N,O,(S)	C,H,N,O,P,(S)	C,H,N,O
Plumes/cryo-volcanic activity	Putative	Not detected	Yes	Putative
Thermal anomalies	Not confirmed	Not detected	Yes	Not detected

Figura 2.2. Main characteristics of the 4 primary target [8]

Tra le missioni candidate, la commissione ha individuato **Encelado** come l'obiettivo primario ideale.

2.3.2 Encelado

Encelado è una delle svariate lune di Saturno, sesto pianeta del sistema solare e il secondo più grande dopo Giove. Saturno è un pianeta gassoso caratterizzato da anelli formati da innumerevoli miliardi di particelle di ghiaccio d'acqua e roccia, che vanno dalle dimensioni di un granello di polvere a quelle di una montagna. Tra questi anelli è presente Encelado una piccola luna ghiacciata che spruzza geyser di vapore d'acqua e particelle di ghiaccio nello spazio. Questa attività rende possibile che le missioni spaziali campionino indirettamente il suo oceano sotterraneo senza perforare il ghiaccio. [9]

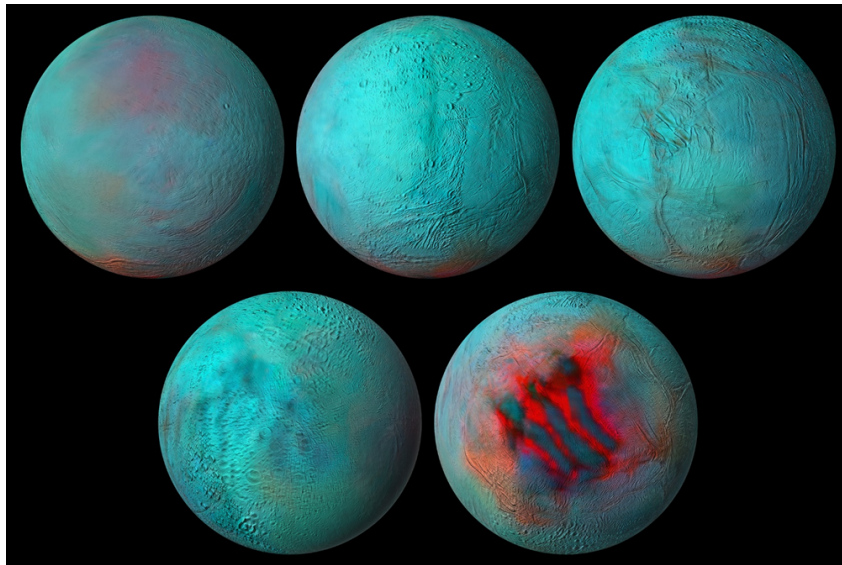


Figura 2.3. Immagini di Encelado ottenute dalla sonda Cassini [10]

Da queste osservazioni, effettuate dalla sonda Cassini gli scienziati hanno identificato che Encelado possiede quasi tutti gli ingredienti chimici necessari per la vita. A livello fisico Encelado presenta un diametro di circa 500 Km, una superficie estremamente riflettente (la più “bianca” del Sistema Solare), probabilmente perché continuamente ricoperta da ghiaccio fresco e pulito e una temperatura bassa, intorno ai -201°C . Encelado orbita intorno a Saturno a circa 238.000 km, e completa un'orbita in 32,9 ore. Nel 2005 la sonda Cassini rilevò getti di vapore e particelle a circa 400 m/s provenienti dalla superficie di Encelado. Questi getti contengono

ghiaccio, vapore acqueo, CO_2 , metano, possibili tracce di ammoniaca, composti organici, sali e particelle di silice che una volta espulsi alimentano gli anelli di Saturno. Attraverso vari studi si è scoperto che i getti sono alimentati da un oceano globale sotto la crosta ghiacciata. Lo spessore del ghiaccio in media è stimato tra 20 e 25 km, mentre nelle zone polari potrebbe essere più sottile tra 1 e 5 km. Il materiale espulso dai getti alimenta l'anello E di Saturno.

2.3.3 La scelta di Encelado

Le ragioni per cui la commissione ha scelto Encelado includono:

1. **Presenza di getti/plume:** Encelado emette getti di vapore/acqua e particelle dalla regione polare sud, che permettono di studiare il materiale interno senza necessariamente perforare il ghiaccio superficiale.
2. **Condizioni per l'abitabilità:** Encelado presenta degli indizi che fanno pensare che possa possedere gli ingredienti chiave per la vita: acqua liquida, fonti energetiche e chimica favorevole.
3. **Eredità della missione Cassini:** La sonda Cassini, durante la sua traiettoria intorno a Giove nel 2005, ha già raccolto dati essenziali che costituiscono una base molto utile su cui costruire una missione più ambiziosa.
4. **Bilanciamento ambizione/realizzabilità:** rispetto a Europa o a Titano, Encelado offre un compromesso interessante tra opportunità scientifiche e sfide tecniche.

Nella figura 2.4 le Lune in esame sono state classificate sulla base della loro rilevanza rispetto agli obiettivi prefissati. Si è inoltre tenuto conto che alcune di queste Lune sono già oggetto di prossime missioni come Juice e Europa Clipper per le lune di Giove o Dragonfly per Titano. Una scala di colori mette in evidenza quali di queste lune risultano maggiormente interessanti per l'obiettivo di riferimento. Encelado per il momento è l'unica luna a non aver alcuna missione dedicata. Vista l'importante appetibilità scientifica e la mancanza di missioni programmate, al momento, la scelta è ricaduta su Encelado. La conclusione a cui è giunto il comitato è quindi una missione che non solo esplori Encelado direttamente, ma lo faccia con modalità che massimizzino la probabilità di scoprire tracce di abitabilità o vita.

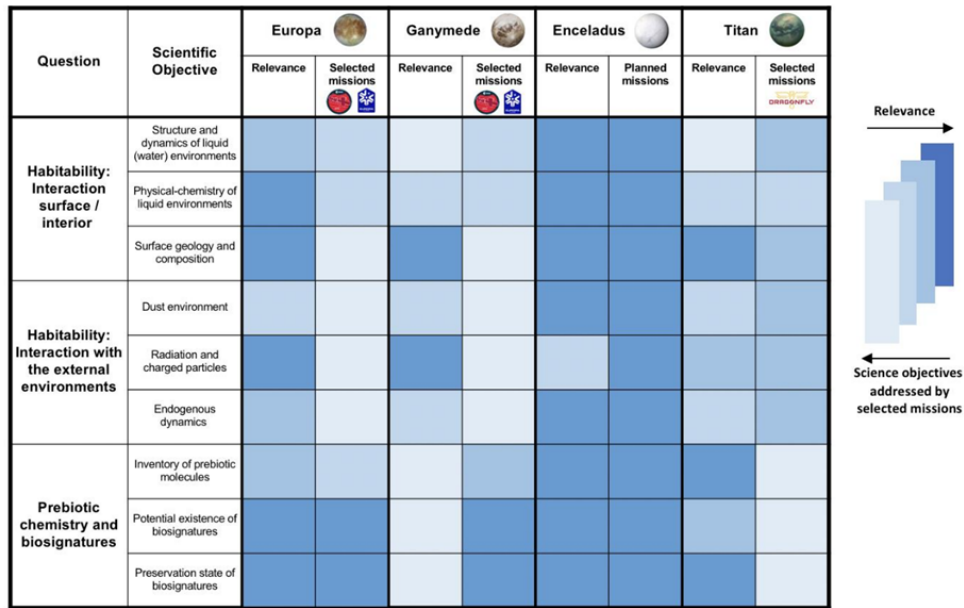


Figura 2.4. Sommario degli obiettivi scientifici e loro rilevanza per ogni Luna [8]

2.4 Caratteristiche della missione su Encelado

Nel report [8] viene suggerita un'architettura di missione piuttosto complessa che punti a massimizzare il ritorno scientifico. Le caratteristiche chiave sono state:

- **Tour del sistema di Saturno:** prima della focalizzazione su Encelado, la sonda dovrebbe eseguire dei flyby su varie lune del sistema di Saturno (Mimas, Tethys, Dione, Rhea, Titano) per studiarne le proprietà fisiche e geologiche, raccogliere dati comparativi e preparare il percorso verso Encelado.
- **Campionamento dei getti:** uno degli strumenti chiave definito dal report è stata la capacità di raccogliere e analizzare il materiale proveniente dai getti di Encelado (polveri, ghiaccio, molecole volatili) durante dei sorvoli ravvicinati o orbite dedicate.
- **Inserimento in orbita attorno a Encelado:** dopo la prima fase è previsto che la sonda si inserisca in orbita attorno ad Encelado per studiare da vicino la luna con continuità.

- **Elementi di superficie / lander:** nel rapporto viene proposta anche la consegna di un lander sulla superficie di Encelado per condurre misure in situ direttamente sul terreno dell'emisfero sud polare, possibilmente vicino ai getti.
- **Tempistica e lancio:** il progetto ipotizza un lancio nella finestra iniziale degli anni 2040, con arrivo su Encelado in un arco di tempo che consenta le fasi orbitali e di atterraggio entro il periodo di missione pianificato in un intervallo che va dal 2050 al 2053.

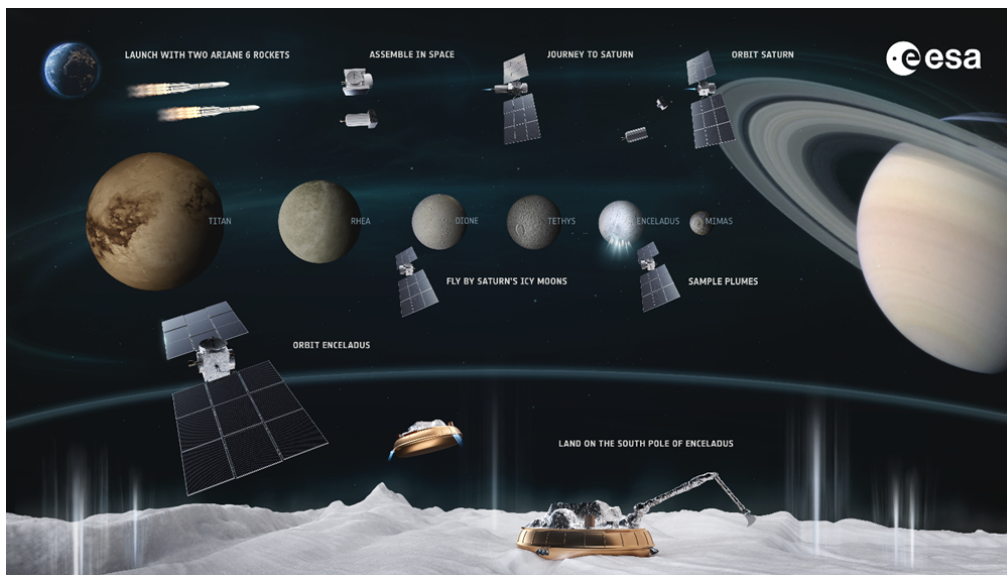


Figura 2.5. Caratteristiche missione su Encelado [10]

2.4.1 Scenari di missione ottimali

Secondo studi e ulteriori lavori su questo tema, l'architettura "orbiter + lander" è considerata ottimale per massimizzare la scoperta di *biosignature*. In particolare, l'articolo "*Abstract Science Outcomes*(2025) [11] afferma che una configurazione con un orbiter e un lander nella zona del polo sud di Encelado dotato di un sistema di campionamento sembrerebbe il candidato ottimale per la missione L4.

Capitolo 3

Aspetti teorici

3.1 Richiami di meccanica orbitale

In questo capitolo verranno affrontati gli aspetti teorici alla base della meccanica celeste e in particolare quelle nozioni che sono state utili per la creazione di questa tesi. Molte delle nozioni qui enunciate fanno riferimento al libro: "*Fundamental of astrodynamics*" (1971) [12].

3.1.1 Le leggi di Keplero

Alla base dell'astrodinamica come viene studiata oggi ci sono le 3 leggi che il fisico Keplero teorizzò sulla base delle osservazioni del moto dei corpi celesti.

- **Prima Legge:** I pianeti descrivono orbite ellittiche, di cui il Sole occupa uno dei due fuochi.
- **Seconda Legge:** Il raggio vettore che unisce il centro del Sole al centro del pianeta spazza aree uguali in tempi uguali.
- **Terza Legge:** Il quadrato del periodo di rivoluzione di un pianeta è proporzionale al cubo della sua distanza media dal Sole.

Queste leggi descrivevano correttamente l'andamento della posizione dei pianeti nel cielo, ma bisognò aspettare fino a Isaac Newton per spiegare per quale motivo queste leggi funzionassero.

3.1.2 Le leggi di Newton

Newton nel libro 1 dei “*Philosophiae naturalis Principia mathematica*” descrisse le tre leggi del moto:

1. **Prima Legge:** Un corpo rimane nel suo stato di quiete o di moto uniforme finchè una forza impressa su esso non ne cambia lo stato.
2. **Seconda Legge:** L’accelerazione che subisce un corpo è proporzionale alla risultante delle forze agenti su esso.
3. **Terza Legge:** A ogni azione corrisponde una reazione uguale e contraria.

La seconda legge può essere espressa matematicamente come

$$F = \frac{dp}{dt} = \frac{d(mv)}{dt} = ma \quad (3.1)$$

In seguito sempre nei *Principia* definì l’equazione della gravitazione universale: Due corpi A e B, di massa m_A ed m_B , esercitano l’uno sull’altro una forza attrattiva F , diretta lungo la congiungente \vec{AB} , proporzionale al prodotto delle masse e inversamente proporzionale al quadrato della loro distanza r . È possibile esprimere questa equazione tramite vettori come

$$\vec{F}_g = -G \frac{m_a m_b}{r^2} \frac{\vec{r}}{r} \quad (3.2)$$

Con $G = 6.670 \cdot 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{Kg}^2 = \text{Costante di gravitazione universale}$.

3.1.3 Problema degli n-corpi

Per trattare il moto di più corpi si fa riferimento al problema degli n corpi. Un problema che per la sua complessità non è risolvibile analiticamente. Esso viene semplificato nel caso della trattazione dei corpi celesti facendo delle assunzioni:

- Il sistema di riferimento viene considerato inerziale.
- Le masse vengono considerate puntiformi e concentrate nel centro di massa del corpo.

- Si considera il solo effetto della forza gravitazionale, si trascurano quindi le altre forze come, ad esempio, quello magnetiche.

Considerando la seconda legge di Newton e ipotizzando di avere n-corpi che produrranno una determinata forza gravitazionale sull'i-esimo corpo si può scrivere che

$$m_1 \ddot{\vec{r}}_i = \vec{F}_1 + \vec{F}_2 + \dots \vec{F}_n \quad (3.3)$$

Ricordando l'equazione (3.2) della forza gravitazionale considerando un sistema di riferimento fisso essa viene riscritta come :

$$\vec{F}_j = -G \frac{m_i m_j}{\|\vec{r}_i - \vec{r}_j\|^2} \cdot \frac{\vec{r}_i - \vec{r}_j}{\|\vec{r}_i - \vec{r}_j\|} \quad (3.4)$$

Sostituendo questa equazione nell'equazione (3.3) si può scrivere:

$$\vec{F}_i = m_i \ddot{\vec{r}}_i = -G m_i \sum_{j=1, j \neq i}^n \frac{m_j}{r_{ij}^3} \cdot \vec{r}_{ij} \quad (3.5)$$

Considerando l'equazione (3.5) per ognuno degli N corpi si ottiene un sistema di N equazioni vettoriali del secondo ordine (o 3N equazioni scalari del secondo ordine) accoppiate che definiscono la dinamica di un sistema di corpi celesti. Il sistema però, nel caso più generale non è analiticamente risolubile, e necessita di metodi numerici per la risoluzione. È possibile semplificare il sistema andando a introdurre alcune ipotesi quali trascurare gli effetti gravitazionali dei corpi meno massivi e considerando solo quelli più massivi. In questo modo considerando un sistema come quello solare tutte le interazioni con i corpi quali spacecraft e asteroidi potrebbero essere non considerate. Questo tipo di problema prende il nome di Problema degli n-corpi ristretto.

3.1.4 Problema dei due corpi

Questo problema circoscritto a due corpi risulta molto efficace quando si vuole descrivere il loro moto relativo quando uno di essi è molto meno massivo dell'altro. Si inserisce quindi una quarta ipotesi rispetto a quelle già introdotte nel caso generale

- La massa del corpo secondario m è trascurabile rispetto a quella del corpo principale M ($M \gg m$).

Questo problema permette di descrivere molti casi di grande interesse nella meccanica orbitale come il caso di uno spacecraft in orbita intorno alla Terra o di un satellite in orbita intorno al suo pianeta. Considerando:

- M = massa corpo principale.
- m = massa corpo secondario.
- \vec{r}_1 = vettore posizione del corpo principale nel sistema di riferimento inerziale.
- \vec{r}_2 = vettore corpo secondario nel sistema di riferimento inerziale.
- $\vec{r} = \vec{r}_2 - \vec{r}_1$ = vettore distanza tra i due corpi.

Per i singoli corpo l'equazione di gravitazione si riscrive come

$$\ddot{\vec{r}}_1 = -G \frac{m}{r^2} \frac{\vec{r}}{r} \quad (3.6)$$

$$\ddot{\vec{r}}_2 = -G \frac{M}{r^2} \frac{\vec{r}}{r} \quad (3.7)$$

Sottraendo la prima equazione alla seconda, se si pone $M + m \approx M$, e $\ddot{\vec{r}} = \ddot{\vec{r}}_2 - \ddot{\vec{r}}_1$ e si definisce il parametro gravitazionale $\mu = GM$, è possibile scrivere la legge del moto nel problema dei due corpi come:

$$\ddot{\vec{r}} + \frac{\mu}{r^2} \cdot \frac{\vec{r}}{r} = 0 \quad (3.8)$$

3.1.5 Costanti del moto

A partire dall'equazione del moto è possibile fare alcune considerazioni per il caso generale di un satellite. La forza gravitazionale ottenuta risulta essere sempre radiale quindi dal momento che non è presente alcuna componente tangenziale il momento angolare del corpo si conserva. Essendo il campo gravitazionale un campo conservativo, non si ha una perdita di energia quindi l'energia meccanica si conserva. Tralasciando le dimostrazioni si può dimostrare:

$$E = \frac{v^2}{2} + \left(c - \frac{\mu}{r}\right) \quad (3.9)$$

L'energia meccanica specifica E di un satellite, data dalla somma dell'energia cinetica per unità di massa e dall'energia potenziale per unità di massa, rimane costante lungo la sua orbita. La costante c dipende dallo zero dell'energia potenziale, cioè a quale distanza r si vuole che l'energia potenziale sia zero. Ponendo $c = 0$ si va a considerare lo zero dell'energia potenziale a infinito.

Partendo sempre dall'equazione del moto del satellite e premoltiplicando vettorialmente \vec{r} si verifica la conservazione del momento angolare che quindi assume la forma:

$$\vec{h} = \vec{r} \times \vec{v}$$

\vec{h} risulta costante lungo l'orbita e perpendicolare al piano in cui giacciono \vec{r} e \vec{v} . La traiettoria del satellite giace sempre su questo piano che assume il nome di piano orbitale.

3.1.6 Equazione della traiettoria

A partire dall'equazione del moto è possibile ottenere informazioni sulla forma e grandezza dell'orbita. Per farlo bisogna integrare l'equazione del moto. Partendo dall'equazione 3.8 e moltiplicandola vettorialmente per il momento della quantità di moto specifica si ricava:

$$\vec{r} \times \ddot{\vec{r}} = \frac{\mu}{r^3} (\vec{r} \times \vec{h}) \quad (3.10)$$

La parte sinistra dell'equazione può essere riscritta come

$$\frac{d}{dt}(\dot{\vec{r}} \times \vec{h}) = \ddot{\vec{r}} \times \vec{h} + \dot{\vec{r}} \times \underbrace{\dot{\vec{h}}}_{=0} = \ddot{\vec{r}} \times \vec{h}$$

Mentre la seconda come:

$$\frac{\mu}{r^3} \left(\vec{r} \times \underbrace{(\dot{\vec{r}} \times \dot{\vec{r}})}_{\vec{h}} \right) = \frac{\mu}{r^3} \left((\vec{r} \cdot \dot{\vec{r}}) \dot{\vec{r}} - (\dot{\vec{r}} \cdot \dot{\vec{r}}) \vec{r} \right) = \frac{\mu}{r} \dot{\vec{r}} - \frac{\mu}{r^2} \vec{r} = \mu \frac{d}{dt} \left(\frac{\vec{r}}{r} \right)$$

Sostituendo i risultati ottenuti nell'equazione 3.10 e integrando entrambi i membri si ottiene

$$\frac{d}{dt}(\dot{\vec{r}} \times \vec{h}) = \mu \frac{\vec{r}}{r} + B \quad (3.11)$$

Dove B rappresenta una costante di integrazione. Ora se si moltiplica scalarmente l'equazione 3.11 per \vec{r} si ottiene l'equazione

$$\vec{r} \cdot \dot{\vec{r}} \times \vec{h} = \mu \frac{\vec{r} \cdot \vec{r}}{r} + \vec{r} \cdot B \quad (3.12)$$

Sostituendo i termini l'equazione si riduce a

$$h^2 = \mu r + r \cos \nu \quad (3.13)$$

Se si esplicita l'equazione 3.13 in funzione di r si ottiene l'equazione della traiettoria

$$r = \frac{\frac{h^2}{\mu}}{1 + \frac{B}{\mu} \cos \nu} \quad (3.14)$$

L'equazione così ottenuta presenta la stessa forma dell'equazione di una conica

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \nu} = \frac{p}{1 + e \cos \nu} \quad (3.15)$$

così come enunciato dalla prima legge di Keplero.

Una conica è per definizione il luogo dei punti per cui il rapporto tra la distanza da un punto detto fuoco e da una retta direttrice è costante e pari all'eccentricità della conica.

La similitudine nella forma tra l'equazione della traiettoria e quella della sezione conica permette di dimostrare la prima equazione di Keplero e di includere il moto orbitale lungo qualsiasi sezione conica non solo un'ellisse. Nel problema dei due corpi quindi le possibili traiettorie di un satellite possono seguire delle curve chiamate sezioni coniche. Le forme ammesse sono cerchio, ellisse, parabola e iperbole. In una conica è possibile definire alcuni parametri utili

- F = fuoco della conica.
- a = semiasse maggiore.
- b = semiasse minore.

- $p = a(1 - e^2) = \text{semilatus rectum}$.
- $r_a = \text{raggio di apoastro}$.
- $r_b = \text{raggio di periastro}$.
- $\nu = \text{anomalia vera}$.

In base al valore dell'eccentricità è possibile definire diverse coniche

Conica	Eccentricità	Semiasse maggiore	Energia meccanica specifica
Circonferenza	$e = 0$	$a > 0$	$\epsilon < 0$
Ellisse	$0 < e < 1$	$a > 0$	$\epsilon < 0$
Parabola	$e = 1$	$a \rightarrow \infty$	$\epsilon = 0$
Iperbole	$e > 1$	$a < 0$	$\epsilon > 0$

Tabella 3.1. Coniche

Le orbite di tutti i pianeti nel sistema solare così come le orbite dei satelliti della terra sono ellissi. Il tempo in cui un satellite compie un'intera orbita è chiamato periodo. Il periodo per un'orbita ellittica è definito come

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (3.16)$$

Questo rappresenta il tempo necessario a un corpo che sta seguendo una traiettoria ellittica di completare un giro completo dell'ellisse di riferimento.

3.2 Sistemi di riferimento

Per definire il moto di alcuni corpi nello spazio risulta utile definire una serie di sistemi di riferimento inerziali. Questi sistemi grazie a una serie di coordinate permettono di definire univocamente la posizione di un corpo nello spazio. Un sistema di riferimento è descritto da tre vettori o assi perpendicolari tra loro. Per poter definire univocamente un sistema di riferimento bisogna fornire una serie di dati:

- L'origine del sistema di riferimento.
- L'orientamento del piano fondamentale x-y.

- La direzione positiva dell'asse z (è sempre perpendicolare al piano di riferimento).

L'asse y viene identificato per formare una terna destrorsa.

3.2.1 Sistema eliocentrico - eclittica

Per descrivere il moto di corpi intorno al sole come pianeti, asteroidi, comete è conveniente utilizzare il sistema eliocentrico - eclittica.

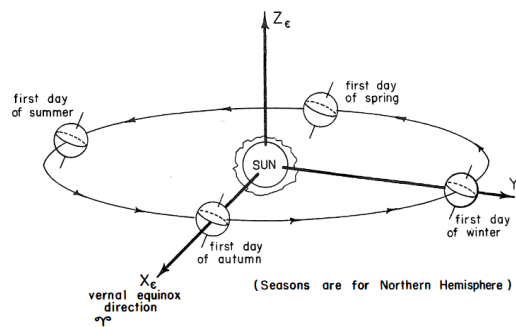


Figura 3.1. Sistema di riferimento eliocentrico - eclittica [12]

Questo sistema di riferimento presenta le seguenti caratteristiche:

- Origine nel centro di massa del Sole
- Piano x - y coincidente con l'eclittica, cioè il piano fondamentale in cui la Terra compie il suo moto di rivoluzione.
- L'asse x viene definito dalla linea di intersezione dell'eclittica e il piano equatoriale della terra (che risulta inclinato di circa 23.5° rispetto l'eclittica) nel giorno dell'equinozio di primavera che punta verso la costellazione dell'Ariete.
- L'asse z positivo si trova nell'emisfero che contiene Polaris

3.2.2 Sistema di riferimento geocentrico - equatoriale

Questo sistema di riferimento viene utilizzato quando si vuole descrivere il moto di satelliti in orbita intorno alla Terra. Gli assi di questo sistema di riferimento sono definito tramite i vettori \vec{i} , \vec{j} , \vec{k} che corrispondono rispettivamente agli assi x , y , z .

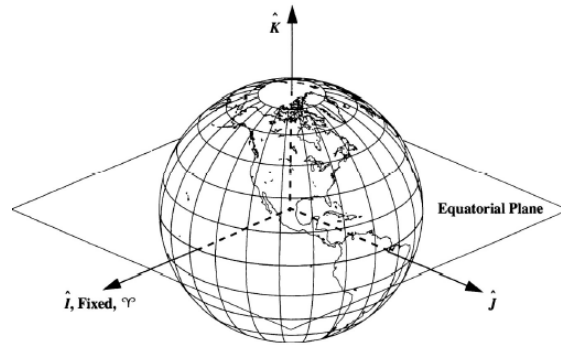


Figura 3.2. Sistema di riferimento geocentrico equatoriale [13]

Esso presenta le seguenti caratteristiche:

- L'origine è posta nel centro di massa della Terra.
- Il piano fondamentale coincide con l'equatore.
- L'asse x o \vec{i} punta nella direzione dell'equinozio di primavera verso la costellazione dell'Ariete.
- L'asse z o \vec{k} punta nella direzione del polo nord.

Questo sistema di riferimento non è fisso sulla terra, quindi, non ruota insieme ad esso.

3.2.3 Sistema di riferimento ECEF (Earth centered Earth fixed)

È un sistema di riferimento molto simile a quello geocentrico ma in questo caso il sistema ECEF è centrato sulla terra e fisso rispetto alla superficie terrestre in rotazione. Ciò vuol dire che esso è in rotazione con la terra. Questo sistema di riferimento perciò non è inerziale.

3.2.4 Sistema di riferimento perifocale

Per descrivere il moto di un satellite un altro sistema di riferimento utile è quello perifocale.

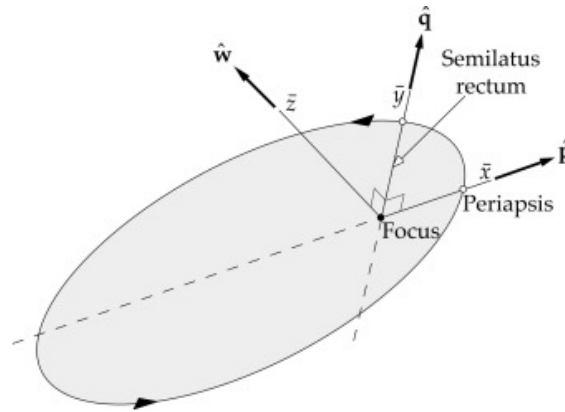


Figura 3.3. Sistema di riferimento perifocale [14]

Esso presenta:

- L'origine nel centro della Terra.
- Il piano fondamentale coincide con quello dell'orbita del satellite.
- L'asse x punta verso il periastro, mentre l'y risulta ruotato di 90° nella direzione del moto.
- L'asse z è orientato come il vettore h momento angolare.

Gli assi di questo sistema di riferimento vengono chiamati anche P, Q, W.

3.2.5 Sistema di riferimento topocentrico

Questo non è un sistema di riferimento inerziale ma risulta utile per l'osservazione satellitare o nei sistemi radar. Ha le seguenti caratteristiche:

- L'origine è posizionata nel punto della superficie terrestre interessato (topos).
- Il piano fondamentale coincide con l'orizzonte locale.
- L'asse x punta verso Sud, mentre quello y verso est.
- L'asse z punta lo zenith.

Gli assi x y e z sono chiamati in questo sistema di riferimento S,E,Z.

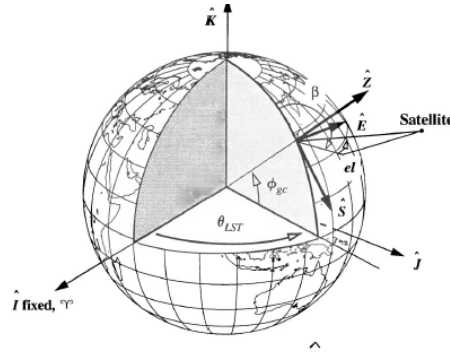


Figura 3.4. Sistema di riferimento topocentrico [13]

3.2.6 Sistema di riferimento terrestre

Questo sistema di riferimento viene usato per descrivere la posizione di un punto sulla Terra usando le coordinate geografiche latitudine e longitudine. Viene usato ampiamente nei sistemi di navigazione satellitare, come il GPS (Global position system). È definito da

- L'origine è il centro di massa della Terra
- Il piano di riferimento è quello equatoriale
- L'asse x è definito come l'intersezione tra il piano equatoriale e il meridiano di Greenwich.
- L'asse z corrisponde all'asse di rotazione terrestre

le coordinate geografiche latitudine e longitudine vengono derivate da questo sistema di riferimento utilizzando l'ellissoide di rotazione definito dal WGS84 per modellare la forma della Terra. World Geodetic System 1984 (WGS84)

World geodetic System 1984 - WGS84 Il WGS84 è uno standard globale che definisce la forma e le dimensioni della Terra come un ellissoide.

3.2.7 Trasformazioni dei sistemi di riferimento

Per passare da un sistema di riferimento all'altro è necessario applicare una matrice di trasformazione. Nei calcoli svolti in questa tesi sono state utilizzate due matrici

di trasformazione: una per passare dal sistema eliocentrico a quello geocentrico e un'altra per passare dal sistema ECEF a quello ECI o geocentrico.

Matrice di rotazione eliocentrico - geocentrico Questa matrice di rotazione permette di passare dal sistema di riferimento eclittica a quello geocentrico. I due sistemi di riferimento sono molto simili tra loro ma differiscono per l'angolo che intercorre tra il piano equatoriale e quello dell'eclittica. Questo angolo viene chiamato obliquità dell'eclittica e vale circa $\theta = 23.5^\circ$. Per passare da un sistema di riferimento all'altro è necessario effettuare una sola rotazione intorno all'asse x comune a entrambi i sistemi. La matrice di rotazione così ottenuta se si vuole passare dal sistema eclittica a quello geocentrico assume la forma:

$$R_{ecl \rightarrow eci} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$

Il vettore posizione nel nuovo sistema di riferimento si ottiene quindi facendo

$$\begin{Bmatrix} x_{eci} \\ y_{eci} \\ z_{eci} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} x_{ecl} \\ y_{ecl} \\ z_{ecl} \end{Bmatrix}$$

Se invece è necessario passare dal secondo al primo allora la matrice assume la forma:

$$R_{eci \rightarrow ecl} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$

Matrice di rotazione geocentrico - ECEF Questa matrice si costruisce attraverso una rotazione intorno all'asse z o di rotazione terrestre. La forma di questa matrice è del tipo:

$$R_{ecf \rightarrow eci} = \begin{bmatrix} \cos(-\alpha) & -\sin(-\alpha) & 0 \\ \sin(-\alpha) & \cos(-\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

In questo caso per conoscere l'angolo da inserire bisogna fare delle considerazioni sull'epoca attuale che verranno effettuate in un capitolo successivo.

3.3 I parametri orbitali classici

Per determinare in modo univoco l'orbita di un corpo e la sua posizione nel tempo vengono utilizzati 6 parametri orbitali. I primi 5 vanno a definire la grandezza, la forma e l'orientamento dell'orbita, mentre il 6 è necessario per definire la posizione del corpo lungo l'orbita in un particolare momento. Per la definizione di questi parametri è conveniente definire il vettore \vec{n} come il vettore che indica il nodo ascendente, cioè il punto in cui il satellite lungo la sua orbita attraversa l'equatore andando da Sud a Nord. I parametri orbitali classici sono definiti come:

1. **a = semiasse maggiore dell'orbita.** Definisce la grandezza dell'orbita.
2. **e = eccentricità.** È una costante che definisce la forma dell'orbita.
3. **i = inclinazione.** È l'angolo tra l'asse \vec{k} del sistema geocentrico e il vettore momento angolare \vec{h} dell'orbita.
4. **Ω = longitudine del nodo ascendente.** È l'angolo tra l'asse I del sistema geocentrico e il vettore \vec{n} .
5. **ω = argomento del periastro.** È l'angolo nel piano dell'orbita tra il vettore \vec{n} che indica il nodo ascendente e il periastro.
6. **ν = anomalia vera.** È definito come l'angolo tra il versore \vec{p} che punta il periastro e il raggio vettore che indica la posizione del satellite lungo l'orbita.

Si può notare come il semiasse e l'eccentricità definiscano la forma dell'orbita, inclinazione, longitudine del nodo ascendente ed argomento del periastro descrivano l'orientamento dell'orbita nello spazio e l'anomalia vera, invece, definisca la posizione dello spacecraft.

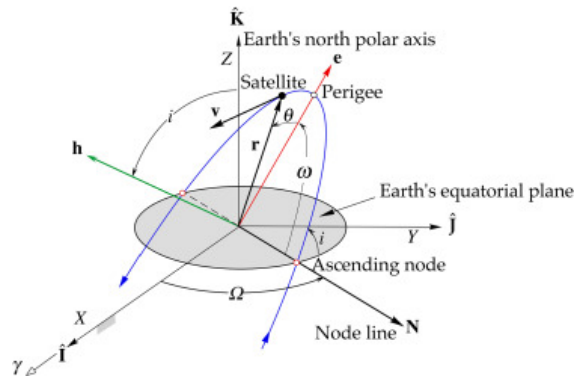


Figura 3.5. Parametri orbitali [14]

3.4 Definizione orbite particolari

È possibile distinguere le orbite di un satellite sulla base di alcune caratteristiche dell'orbita. In base all'altitudine (distanza dalla superficie della Terra) è possibile distinguere tra:

Orbite LEO Orbite LEO o Low Earth Orbit: sono delle orbite basse che presentano un'altitudine compresa tra 160 e 2000 Km. Esse vengono impiegate da satelliti di vario tipo che svolgono funzioni di osservazione terrestre, comunicazione o scientifiche.

Orbite MEO Orbite MEO o Medium Earth Orbit: sono delle orbite che presentano un'altitudine compresa tra 2000 Km e 35800 Km. Esse vengono impiegate principalmente per la navigazione e comunicazione.

Orbite GEO GEO o Geostationary Earth Orbit: sono delle orbite circolari con un'inclinazione nulla e un semiasse di circa 42000Km. Queste orbite hanno la caratteristica di avere un periodo uguale a quello di rotazione terrestre. Ciò permette ai satelliti in queste orbite di apparire stazionari e fissi in una posizione nel cielo. Sono orbite spesso impiegate per le comunicazioni.

Orbite GSO GSO o geosynchronous Earth orbit: sono delle orbite geostazionarie che però possono essere anche ellittiche e presentano un'inclinazione diversa da

zero. Vengono impiegate per quei satelliti che devono mantenere il contatto con una specifica ground station o ricevitore.

3.4.1 Orbite SSO

Queste orbite sono delle orbite LEO in cui l'angolo tra il piano di riferimento dell'orbita e la congiungente Terra - Sole rimane fisso. Affinché questa condizione si verifichi è necessario che la linea dei nodi che congiunge il nodo ascendente con quello discendente ruoti di circa 0.9856 gradi/giorno pari alla rotazione media della Terra intorno al Sole in un giorno. Rispettare questa condizione impone dei vincoli sull'inclinazione e il semiasse maggiore che, per queste orbite, sono dipendenti l'uno dall'altra. Considerando un'altitudine media di 600-800km per queste orbite l'inclinazione risulta essere quasi polare con angoli compresi mediamente tra i 95 e i 100 gradi. Avendo un'inclinazione superiore a 90° queste orbite sono dette retrograde.

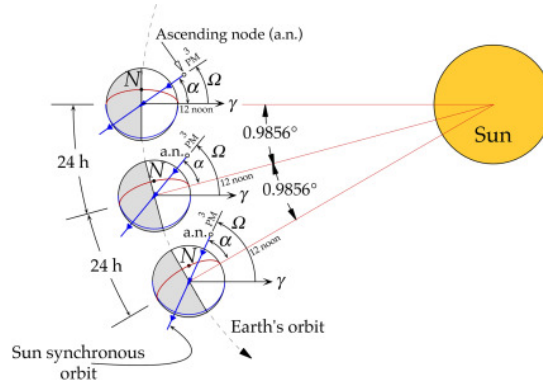


Figura 3.6. Regressione linea dei nodi orbita eliosincrona [14]

Precessione della linea dei nodi

L'inclinazione di un'orbita eliosincrona non è, come detto, indipendente per queste orbite, ma dipende dalla quota h del satellite. Per calcolare il valore di inclinazione bisogna partire dal valore di precessione nodale che è pari a $\dot{\Omega} = 0.9856^\circ/s$.

La causa per il fenomeno chiamato regressione della linea dei nodi deve essere ricercata nella non sfericità della Terra. Per questo motivo il centro di gravità non è coincidente con il suo centro di massa. Questa differenza risulta particolarmente importante quando ci si trova a basse altitudini. Uno degli effetti principali insieme

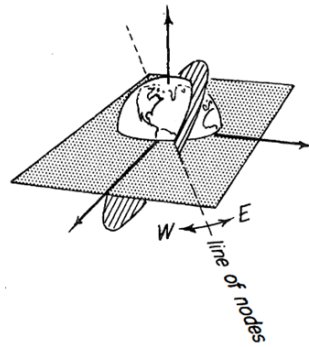


Figura 3.7. Regressione della linea dei nodi [12]

alla rotazione della linea delle absidi è la regressione della linea dei nodi. Questo fenomeno rappresenta la rotazione del piano dell'orbita intorno all'asse di rotazione terrestre. A causa di esso la traccia di orbite successive sulla superficie della Terra, risulta spostata più verso ovest di quanto lo sarebbe considerando la sola rotazione terrestre. L'effetto gravitazionale dell'oblazione della Terra può essere visualizzato

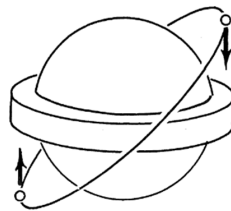


Figura 3.8. Coppia causata dall'effetto J2 [12]

più facilmente immaginando una Terra sferica circondata da una fascia di massa in eccesso che rappresenta il rigonfiamento equatoriale. Quando un satellite si trova nelle posizioni mostrate nella Figura 3.8, l'effetto complessivo di tale rigonfiamento è quello di generare una leggera coppia sul satellite rispetto al centro della Terra. Questa coppia provoca una precessione del piano orbitale, proprio come accade a un giroscopio sottoposto a una coppia analoga. Il risultato è che i nodi orbitali si spostano verso ovest per le orbite dirette o prograde (precessione della linea dei nodi) e verso est per le orbite retrograde (regressione della linea dei nodi). La perturbazione causata da una Terra oblati viene descritta dal termine J_2 , che

rappresenta la differenza tra il raggio equatoriale e quello polare della Terra. $J_2 = 1.08263 \times 10^{-3}$

La formula che permette di calcolare la regressione della linea dei nodi è [14]

$$\dot{\Omega} = -\frac{2}{3}J_2\frac{\sqrt{\mu}R_E^2}{(1-e^2)^2a^{7/2}} \quad (3.17)$$

Dove:

- $\dot{\Omega}$ = velocità di precessione del nodo ascendente [rad/s]
- J_2 = coefficiente d'armonica zonale del campo gravitazionale terrestre
- R_E = raggio medio terrestre
- a = semiasse maggiore dell'orbita

Questa formula permette, conoscendo il termine $\dot{\Omega}$ di calcolare tramite la formula inversa il valore di inclinazione o quota conoscendo l'altro.

Capitolo 4

Il problema Tempo

Keplero durante i suoi studi sul moto dei pianeti si imbattè nella necessità di definire il tempo di volo di un corpo lungo due punti della sua orbita. Ciò portò alla formulazione di un problema tempo diretto e un problema tempo inverso detto anche problema di Keplero. Dove nel primo problema si conoscono la posizione iniziale e finale del corpo attraverso i due valori di anomalia vera e si vuole calcolare il tempo necessario per percorrere quel tratto di traiettoria, mentre nel secondo conoscendo il punto iniziale e l'intervallo di tempo si vuole trovare la posizione finale del corpo nella sua orbita. Dal momento che nel seguente lavoro di tesi si sono sfruttate solo orbite ellittiche per i calcoli effettuati qui verrà affrontato il problema esclusivamente legato al caso di conica ellittica tralasciando le dimostrazioni per i casi parabolico e iperbolico.

4.1 Tempo di volo orbita ellittica



Figura 4.1. Area infinitesima dell'ellisse [12]

Partendo dalla seconda legge di Keplero si dimostra che

$$\frac{dA}{dt} \approx \frac{r^2 d\nu}{2} \frac{1}{dt} = \frac{r^2}{2} \dot{\nu} = \frac{r^2}{2} \frac{h}{r^2} = \frac{h}{2} = cost \quad (4.1)$$

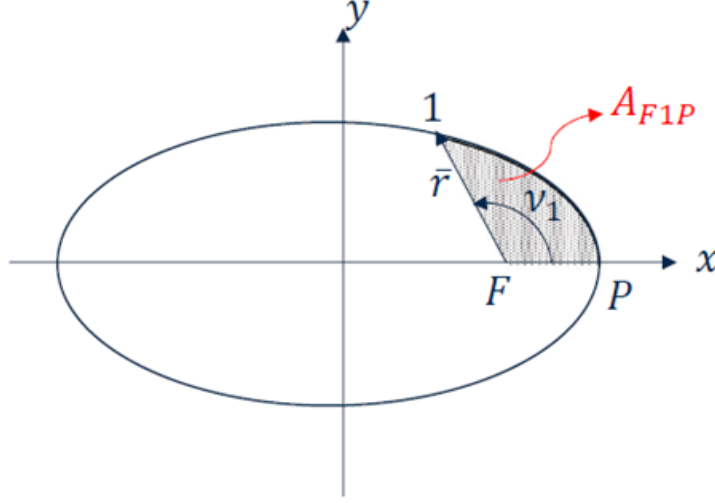


Figura 4.2. Area spazzata [13]

Da cui generalizzando per la figura 4.2 si può scrivere che

$$\frac{dA}{dt} = \frac{h}{2} = \frac{A_E}{\tau_E} = \frac{A_{F1P}}{t_{1P}} \quad (4.2)$$

Dove A_{F1P} rappresenta l'area tra il punto iniziale il periastro e il punto generico 1. Si ricava dunque che il tempo per raggiungere il punto 1 è dato da

$$t_{P1} = \frac{A_{FP1}}{A_e} T \quad (4.3)$$

Ricordando la formula 3.16 per il periodo orbitale si può scrivere

$$t_{1P} = \frac{\tau_E}{A_e} A_{F1P} = \frac{2\pi \sqrt{a^3/\mu}}{\pi ab} A_{F1P} \quad (4.4)$$

Dove l'unico termine da definire è A_{F1P} . Per farlo si possono sfruttare della analogie geometriche. Bisogna costruire il cerchio circoscritto all'ellisse dell'orbita e si

trovano alcuni punti caratteristici. Il punto C si trova prolungando attraverso una linea perpendicolare all'asse maggiore il punto 1 fino a intercettare il cerchio.

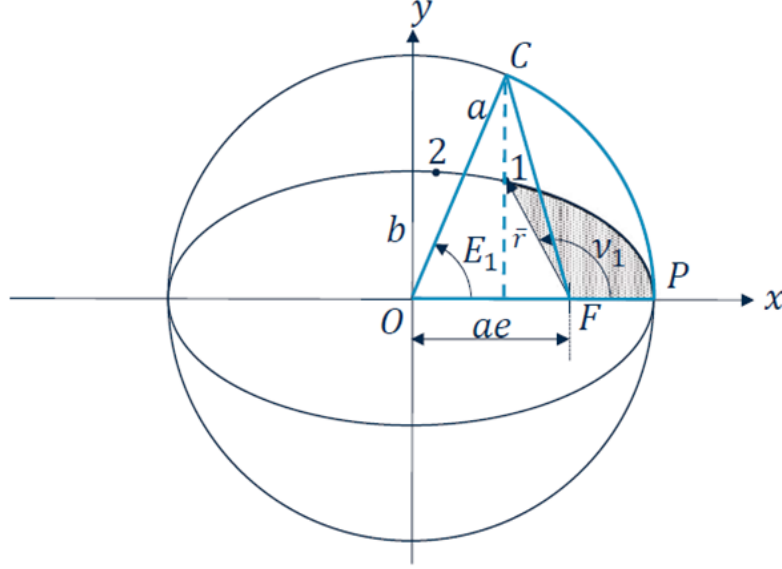


Figura 4.3. Anomalia eccentrica [13]

Così facendo è possibile individuare l'angolo E chiamato Anomalia eccentrica. Per costruzione quindi si può ricavare il valore dell'area spazzata del cerchio:

$$A_{FCP} = A_{OCP} - A_{OCF} = \frac{a^2 E_1}{2} - \frac{ea \cdot a \sin E_1}{2} = \frac{a^2}{2} (E_1 - e \sin E_1) \quad (4.5)$$

Bisogna ora trovare la relazione che lega il cerchio all'ellisse. Per farlo si sfrutta l'equazione delle curve nel piano cartesiano:

- Ellisse : $\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1$
- Cerchio: $\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{a^2} = 1$

da cui riscrivendo rispetto a y si ottiene

$$y_{ellisse} = \sqrt{\frac{a^2 b^2 - b^2 x^2}{a^2}} = \frac{b}{a} \sqrt{a^2 - x^2} \quad (4.6)$$

$$y_{cerchio} = \sqrt{a^2 - x^2} \quad (4.7)$$

Quindi il loro rapporto si può scrivere come:

$$\frac{y_{ellisse}}{y_{cerchio}} = \frac{b}{a} \quad (4.8)$$

Attraverso questa relazione si riscrive l'equazione 4.5 come

$$A_{F1P} = A_{FCP} \frac{b}{a} = \frac{ab}{2} (E_1 - e \sin E_1) \quad (4.9)$$

Sostituendo nell'equazione 4.4 i valori trovati si trova quindi il valore del tempo necessario per muoversi dal perigeo a un punto dell'orbita.

$$t_{1P} = \frac{2\pi\sqrt{a^3/\mu}}{\pi ab} A_{F1P} = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \frac{1}{2} (E_1 - e \sin E_1) \quad (4.10)$$

$$t_{1P} = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} (E_1 - e \sin E_1) \quad (4.11)$$

La quantità $(E_1 - e \sin E_1)$ viene chiamata Anomalia Media M .

Partendo da un punto diverso rispetto al perigeo si può scrivere invece

$$t_{21} = t_{2P} - t_{1P} = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} [(E_2 - e \sin E_2) - (E_1 - e \sin E_1)] \quad (4.12)$$

Andando a definire $n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$ si può riscrivere l'equazione precedente come

$$T_{21} = n (M_2 - M_1)$$

4.2 Problema tempo diretto

Per il calcolo del tempo necessario a spazzare un certo angolo, quindi data una certa anomalia vera è necessario trovare la relazione che lega l'anomalia vera con l'anomalia eccentrica per poter poi applicare le equazioni prima descritte. Dall'immagine 4.3 si può andare a ricavare un'ulteriore relazione geometrica

$$a \cos E = ae + r \cos \nu \rightarrow \cos E = \frac{ae + r \cos \nu}{a} \quad (4.13)$$

Si ricorda l'equazione della traiettoria

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \nu} \quad (4.14)$$

Attraverso la quale è possibile ricavare l'equazione che lega l'anomalia eccentrica all'anomalia

$$\cos E = \frac{e + \cos \nu}{1 + e \cos \nu} \quad (4.15)$$

Con queste informazioni è quindi possibile calcolare il tempo impiegato a percorrere un certo arco di ellisse. Partendo dai valori di anomalia vera eccentricità si può calcolare il valore di anomalia eccentrica attraverso il quale si può risolvere l'equazione 4.11 e trovare l'intervallo di tempo cercato.

4.3 Problema tempo indiretto o Problema di Keplero

Di maggior interesse pratico per la dinamica orbitale e ai fini di questa tesi risulta essere il problema inverso o problema di Keplero. Questo problema come detto in precedenza serve a definire la posizione finale di un corpo lungo la sua traiettoria partendo dalla sua posizione iniziale e dall'intervallo di tempo considerato. Questo è un problema molto più complesso rispetto al caso diretto, in quanto non è possibile ricavare in maniera diretta il valore dell'anomalia eccentrica dal momento che l'equazione $E - e \sin E$ è non lineare e quindi per poterla risolvere non è possibile usare dei metodi diretti, ma bisogna servirsi di metodi iterativi come il metodo di Newton.

Si parte quindi dall'equazione finale del problema diretto e si trova:

$$M = t_{P1} \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (4.16)$$

con $M = (E - e \sin E)$. Da cui bisogna risolvere numericamente l'equazione per trovare il valore corretto di anomalia eccentrica.

Il metodo di Newton. L'equazione $M = (E - e \sin E)$ non è lineare quindi per trovare il valore di E per cui $M - (E - e \sin E) = 0$ bisogna usare un metodo

iterativo. Il metodo di Newton è uno dei metodi iterativi più comuni e efficienti per trovare la radice di una funzione. Per trovare una radice dell'equazione, $f(x) = 0$, è necessario stimare un valore iniziale che rappresenta la x_i e valutare la funzione e la sua derivata in quel punto. Se si estende la tangente alla curva a $f(x_i)$ fino a intersecare l'asse x nel punto x_{i+1} che diventa il nuovo valore di stimato della radice è possibile trovare Il punto x_{i+1} impostando la pendenza della linea tangente uguale alla pendenza della curva in x_i . [14]

$$f'(x_i) = \frac{(0 - f(x_i))}{x_{i+1} - x_i}$$

da cui si ottiene:

$$x_{i+1} = x_i - \frac{f(x_i)}{f'(x_i)} \quad (4.17)$$

Il processo viene ripetuto, usando x_{i+1} per stimare x_{i+2} e così via, finché l'errore sulla radice non è considerato accettabile.

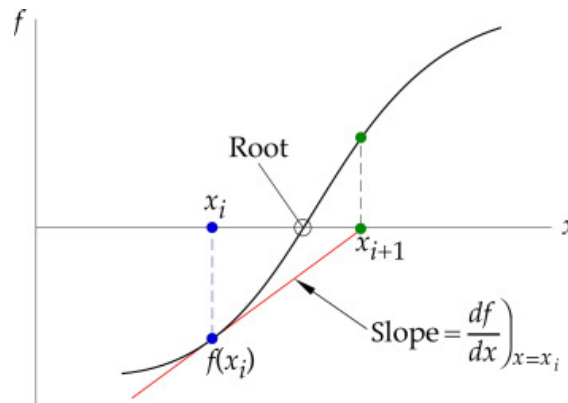


Figura 4.4. Metodo di Newton [14]

Per applicare il metodo di Newton alla soluzione dell'equazione di Keplero bisogna creare la funzione

$$f(E) = E - e \sin E - M$$

Si cerca il valore dell'anomalia eccentrica che rende $f(E) = 0$. Dal momento che per questo problema $f'(E) = 1 - e \cos E$ l'equazione 4.17 diventa

$$E_{i+1} = E_i - \frac{(E_i - e \sin E_i - M)}{1 - \cos E_i} \quad (4.18)$$

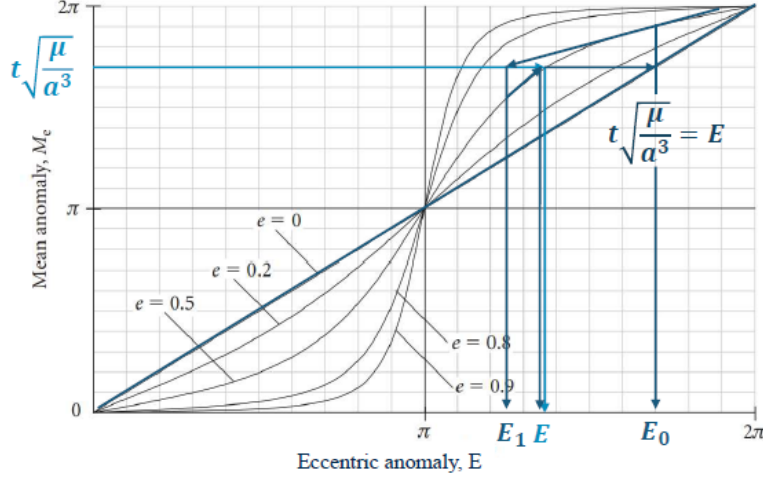


Figura 4.5. Calcolo anomalia eccentrica con metodo di Newton [13]

Una volta trovato il valore dell'anomalia eccentrica è necessario calcolare il valore dell'anomalia vera nel punto finale. Per evitare di incorrere in errori di segno si può sfruttare la formulazione con l'arcotangente e trovare l'anomalia vera come

$$\tan \frac{\nu_1}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E_1}{2} \quad (4.19)$$

Grazie a questo metodo, quindi, è possibile trovare la posizione di qualsiasi corpo in orbita al tempo voluto conoscendone le condizioni iniziali. Questo metodo può essere applicato anche a coniche diverse dall'ellisse modificando leggermente le formule usate. Questi casi non verranno affrontati dal momento che ai fini della tesi si è sfruttato unicamente il caso di conica ellittica.

4.4 Definizione tempo astronomico

Per definire delle simulazioni nell'ambito aerospaziale è utile utilizzare un sistema che misuri il tempo in maniera più efficace rispetto alla data convenzionale a cui si è abituati. Il metodo più usato per esprimere una data o lunghi intervalli di tempo

è trasformare la data in Julian date. Lo scopo di questo sistema è di unificare le cronologie e semplificare il calcolo degli intervalli temporali tra date, specialmente in astronomia dove la precisione è fondamentale. Nel corso di questo studio si è fatto ampio uso del Julian day per avere un numero unico e universale per definire una data o un certo intervallo. Il julian date definisce il numero di giorni trascorsi dal 1 gennaio 4713 B.C. alle 12. Quella data rappresenta il giorno 0 del julian date e dopo quel giorno è possibile definire qualsiasi giorno successivo. Le ore, i minuti o i secondi vengono rappresentati come frazioni del julian date.

Capitolo 5

Le comunicazioni spaziali

Le comunicazioni spaziali svolgono un ruolo fondamentale nel successo o nel fallimento di una missione. Sono un aspetto da considerare e valutare durante ogni fase di progettazione di una missione per permettere il corretto sviluppo dei sistemi, componenti e il suo andamento. Dal momento del lancio l'unica connessione tra lo spacecraft e la Terra è il sistema di comunicazione e per questo motivo è essenziale che sia progettato al meglio. Le comunicazioni sono necessarie per lo sviluppo, l'operatività e la sicurezza di una missione. Fin dall'inizio dell'era dell'esplorazione spaziale, la capacità di trasmettere e ricevere informazioni tra le stazioni di terra e i veicoli spaziali, o tra diversi veicoli, ha rappresentato un requisito essenziale per il monitoraggio dei sistemi di bordo, la gestione dei dati scientifici e delle immagini, l'invio delle telemetrie e quindi dei comandi per la navigazione e la coordinazione tra i centri di controllo. I satelliti per comunicazione hanno trasformato il modo in cui l'umanità scambia informazioni, permettendo una connessione globale, tramite la televisione, la navigazione satellitare e i servizi di internet in ogni area del pianeta. L'evoluzione tecnologica, unita ai progressi nel campo delle telecomunicazioni, delle onde, dell'elaborazione dei segnali, ha consentito la realizzazione di reti satellitari globali e delle infrastrutture di comunicazione necessarie al supporto delle missioni scientifiche, di applicazioni commerciali o di servizi militari.

5.1 Caratteristiche delle comunicazioni spaziali

I sistemi di comunicazione spaziale sfruttano le onde elettromagnetiche per l'invio di questi segnali attraverso distanze anche interplanetarie, sfruttando delle specifiche bande di frequenza allocate per uso spaziale. A livello internazionale, l'ITU (International telecommunication unit) e, negli Stati Uniti, la FCC, assegnano le bande di frequenza per l'uso di questi servizi, stabiliscono priorità tra i servizi nei casi di sovrapposizione e in generale definiscono le regole sulla progettazione e l'utilizzo dei sistemi di telecomunicazione. In base al tipo di uso che se ne vuole fare si possono distinguere dei canali utilizzati per la telemetria, il tracciamento e il comando (TT&C – Telemetry, Tracking and Command), che garantiscono il controllo continuo del veicolo e dei canali di trasmissione dati, destinati al trasferimento di informazioni scientifiche o operative. Le comunicazioni spaziali vengono effettuate su delle specifiche bande di frequenza. Le bande tipiche per i satelliti sono UHF, S, X e Ka. Le bande maggiormente usate sono le bande VHF e UHF, ma negli ultimi anni si sta passando alle bande S e X. Anche la banda Ka sta diventando sempre più utilizzata per le comunicazioni dei prossimi satelliti. Usare bande di frequenza maggiori generalmente comporta un aumento nelle perdite atmosferiche e di cammino libero. [15] Le bande di frequenza maggiormente utilizzate sono:

Band	Frequency
VHF	30 to 300 MHz
UHF	300 to 1000 MHz
L	1 to 2 GHz
S	2 to 4 GHz
C	4 to 8 GHz
X	8 to 12 GHz
Ku	12 to 18 GHz
K	18 to 27 GHz
Ka	27 to 40 GHz
V	40 to 75 GHz

Tabella 5.1. Bande di frequenza

Per le comunicazioni spaziali generalmente vengono utilizzate principalmente le bande S, X e Ka che sono più vantaggiose di quelle UHF, le quali presentano una probabilità maggiore di interferenze locali. Per il TT&C generalmente si utilizza

la banda S. Le bande Ku, K e Ka vengono utilizzate dai sistemi di comunicazione degli spacecraft più grandi e tecnologicamente più avanzati, specialmente per le comunicazioni tra spacecraft. Per quanto riguarda le comunicazioni terra-spazio invece le bande ad alta frequenza tendono a essere maggiormente soggette alle perdite causate dalla pioggia.

I sistemi satellitari per comunicazioni si classificano in base alla copertura territoriale (globale, regionale o nazionale/domestica); al tipo di servizio offerto (fisso, mobile, marittimo, aeronautico, punto-punto, radiodiffusione, commerciale, militare, amatoriale, sperimentale, ecc.); o alla tipologia di orbita (geostazionaria – GEO, a media quota – MEO, o a bassa quota – LEO). La progettazione di un sistema di comunicazione dipende sensibilmente dall'ambiente di applicazione. Considerando l'ambiente spaziale bisogna tener presente delle differenze tra i sistemi di comunicazioni che operano nello spazio rispetto a quelli terrestri [16]. Le principali differenze sono

- I sistemi di comunicazione spaziale e satellitare coprono distanze molto maggiori rispetto a quelle sulla Terra.
- Poiché la potenza disponibile a bordo del veicolo spaziale e la banda di frequenza assegnata sono risorse limitate, il bilanciamento tra le caratteristiche dei segmenti spaziale e terrestri influisce sul costo complessivo del sistema.
- Le condizioni del percorso di propagazione del segnale sono molto più stabili nello spazio che sulla Terra, quindi è possibile progettare collegamenti spazio-spazio con grande precisione. I percorsi spazio-terra e terra-spazio attraversano la troposfera e la ionosfera e sono soggetti alle loro variazioni, ma in misura generalmente minore rispetto ai collegamenti terrestri di lunga distanza.

I sistemi di comunicazione sono costituiti da un segmento di terra: una o più stazioni posizionate sulla Terra e il segmento spaziale composto da uno o più spacecraft. La comunicazione spaziale consiste in tre principali vie di comunicazione:

1. **Spazio-spazio(crosslink):** in cui due o più veicoli spaziali comunicano tra di loro scambiandosi dati e informazioni sulla posizione reciproca, telemetria o dati scientifici. Un'altra funzione è quella di relay in cui una sonda, un satellite o un antenna riceve dei dati e li inoltra ad altri oggetti nello spazio.

2. **Terra–spazio (uplink)**: in cui vengono inviate istruzioni dalle stazioni di terra ai veicoli nello spazio. Sono usate per inviare i comandi per la gestione o il controllo di assetto e posizione del satellite, o dati utili a eseguire aggiornamenti dei software.
3. **Spazio–terra (downlink)**: in cui il satellite invia informazioni alla stazione di terra. In genere consistono in telemetrie, dati scientifici e alte informazioni.

Il continuo sviluppo dei sistemi di telecomunicazione è determinante non solo per l'espansione dell'esplorazione spaziale, ma anche per l'evoluzione delle infrastrutture di comunicazione globale e per l'avanzamento delle future missioni interplanetarie.

5.2 Groundstation

Quando si vuole comunicare con lo spazio profondo come accade per la missione su Encelado di cui si è parlato nel capitolo 2, il sistema di comunicazione e in particolare la scelta delle antenne da usare per poter raggiungere un oggetto così distante nello spazio è di fondamentale importanza. Le antenne in generale sono usate per propagare dati attraverso onde elettromagnetiche e sono progettate specificamente per certe missioni. Le ground stations rappresentano un complesso dove vengono riunite le principali apparecchiature, sistemi e infrastrutture necessarie a poter comunicare con dei veicoli spaziali. Le stazioni di terra si occupano principalmente di:

- Trasmettere i comandi verso i veicoli spaziali.
- Ricevere la telemetria.
- Tracciamento e controllo della posizione del veicolo.
- Ricezione e trasmissione di dati.
- Supporto alle varie fasi di missione.

Nel contesto attuale solo poche di queste stazioni riescono nella sfida di comunicare e quindi inviare comandi e telemetrie ad oggetti molto distanti nello spazio. Sono necessari grande potenza ed elevata precisione per poter riuscire a raggiungere un

oggetto molto piccolo a distanze molto elevate. Al momento il principale mezzo per le comunicazioni con lo spazio profondo è rappresentato dal Deep Space Network un network di 3 grandi complessi che insieme riescono a tracciare, seguire e comunicare con gli oggetti lontani nel cosmo.

5.3 Deep Space Network - DSN

Nato alla fine degli anni 50 il Deep Space Network è il sistema di telecomunicazione scientifico più grande e sensibile al mondo. Il DSN è una rete internazionale di antenne radio giganti della NASA che supporta le missioni spaziali interplanetarie, oltre ad alcune che orbitano intorno alla Terra. Il DSN fornisce anche osservazioni radar e radioastronomiche che migliorano la nostra comprensione del sistema solare e dell'universo in generale. Il DSN è costituito da tre strutture equidistanti l'una dall'altra a circa 120 gradi di longitudine in tutto il mondo. Questi complessi sono:

- **Goldstone deep space communication complex:** posto nel deserto del Mojave in California.
- **Madrid Deep space communication complex** posta a 60 km da Madrid, in Spagna.
- **Canberra Deep space communication complex:** posto vicino a Canberra, in Australia.

La posizione strategica di questi siti consente una comunicazione costante con i veicoli spaziali mentre il nostro pianeta ruota: prima che un veicolo spaziale lontano scompaia sotto l'orizzonte in un sito DSN, un altro sito può captare il segnale e continuare a comunicare.

“Le antenne della Deep Space Network sono il collegamento indispensabile per gli esploratori che si avventurano oltre la Terra. Forniscono il collegamento cruciale per comandare i nostri veicoli spaziali e ricevere sulla Terra immagini e informazioni scientifiche mai viste prima, promuovendo la nostra comprensione dell'universo, del nostro sistema solare e, in ultima analisi, del nostro posto al suo interno.” (NASA, 2020)[17]

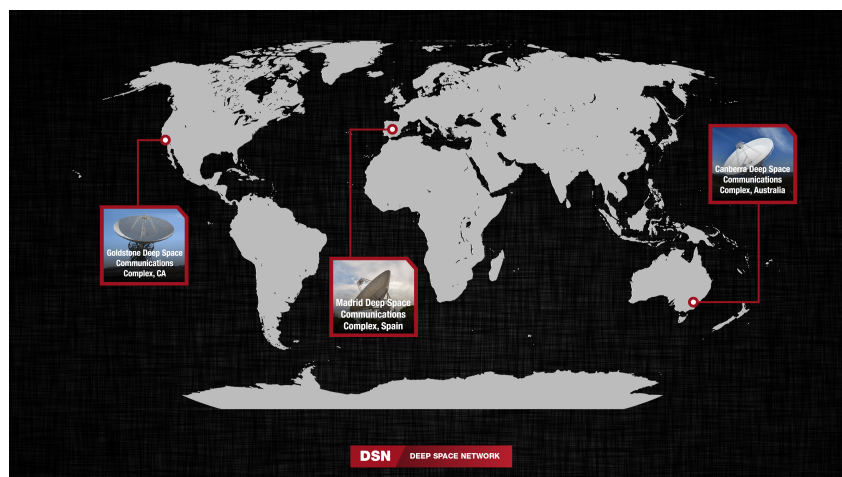


Figura 5.1. Posizione complessi DSN [18]

Al momento il DSN viene impiegato per molte missioni spaziali che richiedono grande precisione e controllo e al momento risulta l'unico sistema per captare i dati inviati dalle sonde Voyager da fuori il sistema solare.

Ognuno dei complessi del DSN è composto da numerose antenne di grandezze diverse e capaci di comunicare su varie bande di frequenza. Ogni sito presenta una grande antenna da 70 m di diametro e varie antenne da 34 m. L'antenna da 70 m è la più grande e sensibile dei complessi, in grado di puntare e tracciare veicoli spaziali che viaggiano a decine di miliardi di chilometri di distanza. La NASA ha costruito questa antenna quando le missioni spaziali cominciarono a diventare sempre più ambiziose e ad avventurarsi oltre i confini dell'orbita terrestre, divenendo necessari degli strumenti di comunicazione più potenti per tracciare i veicoli spaziali. L'antenna di 70 metri a Goldstone, soprannominata "Mars antenna", è stata la prima delle antenne giganti progettate per ricevere segnali deboli e trasmettere quelli molto forti nello spazio lontano. Quando entrò in funzione nel 1966 venne concepita come un'antenna con un diametro di 64 metri, ma la parabola fu ampliata da 64 a 70 metri nel 1988 per consentire all'antenna di seguire la sonda Voyager 2 della NASA durante il suo incontro con Nettuno [19]

Ci sono diverse antenne da 34 metri e sono di due tipi diversi: un'antenna ad alta efficienza e un'antenna a guida d'onda. Ciò che rende speciale la versione con guida d'onda è l'aggiunta di cinque specchi di precisione a radiofrequenza



Figura 5.2. Antenna 70 m DSN Canberra [17]

che riflettono i segnali radio lungo un tubo dall'antenna a una stanza sotterranea. Questo design consente una diversa configurazione dei componenti elettronici e del loro posizionamento che risulta più accessibile e meno soggetto a variazioni di temperatura in quanto è possibile spostare questi componenti in aree chiuse e climatizzate. Questa configurazione riesce a semplificare la manutenzione e la modifica delle apparecchiature man mano che vengono sviluppate nuove tecnologie. Questa tipologia di antenna viene impiegata generalmente con bande di frequenza X e Ka particolarmente usate per le comunicazioni e il tracking di veicoli nello spazio profondo.

5.4 Vantaggi e svantaggi di un antenna in orbita o a terra

Nel caso in esame l'uso di un'antenna in orbita con la funzione di relay dalla Terra alla sonda su Encelado presenta dei buoni vantaggi, ma anche alcune sfide. A differenza delle ground station un'antenna in orbita si muoverà lungo la sua orbita a velocità molto elevate. In particolare, un'antenna in orbita LEO come quella ipotizzata presenta un periodo orbitale di poco meno di 100 minuti. Ciò comporterà che molto spesso l'antenna si troverà in una posizione in cui non potrà comunicare a causa dell'ostruzione creata dalla Terra. Tuttavia, questa ostruzione può non essere

elevata e presentare comunque un tempo di visione del target molto più elevato di una ground station. In generale questo tipo di antenna potrebbe rendere le missioni verso lo spazio profondo meno costose provvedendo, in base alla configurazione prevista, a una comunicazione quasi continua verso l'obiettivo, la quale è vitale per le future missioni verso i pianeti lontani.

Inviare un'antenna in orbita ha tuttavia un costo non indifferente legato sia ai costi di progettazione e sviluppo di un'antenna simile che al lancio, messa in orbita e tracciamento. Un'antenna nello spazio tende ad avere dei dispositivi meno performanti rispetto a quelli disponibili a terra e presenterà delle perdite legate al puntamento maggiori di una stazione di terra. Bisogna tenere ulteriormente in considerazione gli effetti dell'ambiente spaziale e le difficoltà di manutenzione per un progetto simile. Come vantaggio, d'altro canto, si ha che un'antenna in orbita non risente quasi del tutto dalle attenuazioni atmosferiche del segnale. Esistono diverse perdite atmosferiche che in genere vengono considerate nella progettazione dei sistemi di telecomunicazioni e sono:

- **Assorbimento da parte dei gas atmosferici**
- **Attenuazione da pioggia**
- **Attenuazione da nuvole e nebbia**
- **Scintillazione**

Le perdite legate all'assorbimento del segnale da parte dei gas atmosferici nascono a causa della presenza delle molecole di Ossigeno e vapore acqueo nell'aria che colpite dalle onde elettromagnetiche del segnale assorbono parte della potenza trasportata. Questo fenomeno tende ad aumentare con la frequenza del segnale e naturalmente dipende dal percorso che il segnale deve seguire; quindi, varia in base all'angolo di elevazione dell'antenna a terra. L'attenuazione causata dalla pioggia nasce dall'assorbimento e dallo scattering del segnale da parte delle goccioline di pioggia lungo il cammino. È molto influenzata dalla posizione dell'antenna e dalle condizioni atmosferiche medie e attuali della regione. L'attenuazione da nuvole e pioggia nasce sempre a causa dell'assorbimento e scattering da parte delle gocce di acqua non relative a fenomeni piovosi. È quasi nulla per frequenze delle bande S/X, ma tende ad aumentare all'aumentare della frequenza del segnale. Gli effetti di scintillazione invece sono causati da fluttuazioni di fase e ampiezza dovute alle

variazioni locali degli indici di rifrazione lungo il percorso che provocano una degradazione del segnale. Tutti questi effetti dipendono almeno in parte dal percorso del segnale e dall'angolo di elevazione dell'antenna attraverso cui si calcola il volume di atmosfera che viene attraversata. Queste perdite possono variare molto in base alle condizioni atmosferiche, frequenze e ai vari fattori in giochi portando a delle perdite di anche molti dB. Queste perdite diventano un fattore essenziale quando si valutano i link budget, determinando se un tipo di configurazione di telecomunicazione è accettabile o meno. L'uso di un antenna in orbita terrestre presenta numerosi vantaggi e svantaggi e per questo motivo deve essere valutato se caso per caso, in base al tipo di missione, essa possa risultare più vantaggiosa o meno.

Capitolo 6

Creazione del codice

Come anticipato nella premessa, il lavoro di tesi qui svolto si configura come la verifica di alcune condizioni necessarie a poter supportare analisi maggiormente accurate per la creazione di un'antenna sperimentale ideata a Torino in fase di progettazione, le cui caratteristiche non sono ancora note. Gli obiettivi del lavoro erano quindi verificare che l'antenna presenti delle caratteristiche tali da risultare maggiormente efficace rispetto alle tecnologie attuali per poter estendere la capacità di comunicazione della missione. Affinché ciò venga verificato si è sfruttato il software di calcolo numerico MATLAB per effettuare i calcoli necessari a simulare i dati in oggetto. Come detto nel Capitolo 2 il lavoro si inserisce all'interno di uno dei tanti lavori sperimentali nel contesto delle prossime missioni spaziali e in particolare nella missione Voyage 2050. Questa missione sulla base delle informazioni pubblicate dagli organismi competenti si configurerà come una missione di osservazione del satellite di Saturno Encelado con la speranza di approfondire la nostra conoscenza della luna e di cercare segni di vita nel nostro sistema solare. La missione potrà avere delle configurazioni diverse in base agli studi che verranno effettuati nei prossimi anni, ma rimane sicura la presenza di una sonda che entrerà nella sfera di influenza di Saturno e in orbita intorno a Encelado. Per inviare comandi e ricevere le informazioni raccolte dalla sonda sarà necessario l'uso di antenne dedicate a questo compito. Una possibilità in tal senso è rappresentata dall'antenna in esame. Per giustificare un approfondimento delle tematiche e la fattibilità della missione, i primi obiettivi identificati sono stati la verifica di visibilità tra l'antenna ed Encelado e la verifica degli angoli di puntamento necessari. Il lavoro svolto

si è concentrato sulla creazione di un programma che permettesse di valutare la posizione dei pianeti di interesse del sistema solare: Terra, Saturno lungo la loro orbita intorno al Sole nelle date volute, e a definire la posizione di Encelado lungo la sua orbita intorno a Saturno. Il programma inoltre ha previsto la simulazione dell'orbita di questa antenna, ipotizzata eliosincrona, che dovrebbe comunicare con la sonda che sarà posta intorno a Encelado. Lo schema seguente mostra la struttura base del codice creato con riferimento ai principali passaggi svolti, agli input utilizzati e gli output trovati. Il codice ottenuto è stato in seguito ottimizzato, tramite l'algoritmo genetico di Matlab, per verificare il periodo in cui si hanno il maggior numero di accessi e la quota dell'antenna migliore per ottimizzare la visibilità nel lungo periodo.

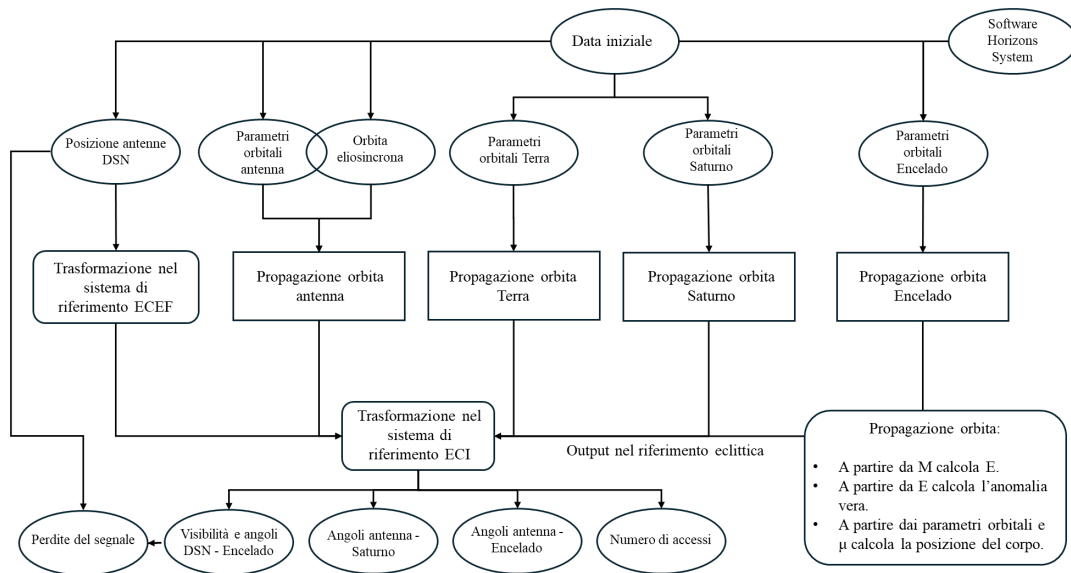


Figura 6.1. Struttura base del codice

Dal momento che le informazioni in nostro possesso sulla missione sono ancora parziali e frammentarie, le analisi svolte hanno tenuto in considerazione varie possibilità. Per questo motivo il programma creato è stato configurato in modo tale da essere facilmente modificabile nel caso qualche parametro cambiasse o per verificare il cambiamento dei risultati al variare dei parametri.

6.1 Definizione del codice

6.1.1 Orbita dell'antenna

L'obiettivo dell'antenna è quello di mantenere un'orbita stabile e con un puntamento ottimale tale da poter comunicare per il maggior tempo possibile senza variazioni. Per fare ciò si è scelto di optare per un'orbita eliosincrona in grado quindi di mantenere un angolo tra la congiungente Terra Sole e il piano dell'orbita fisso e impostato a 90 gradi. In questo modo l'orbita dell'antenna viene sempre illuminata dal Sole ed è possibile sfruttare l'energia solare per ricaricare lo spacecraft in ogni momento. Per la definizione dell'orbita dell'antenna si sono ipotizzati i seguenti parametri orbitali iniziali:

- Semiasse = $h + R_{Terra}$;
- Eccentricità = 0.01;
- Argomento del perigeo = 0° ;
- RAAN = Longitudine del sole + 90° ;
- Inclinazione = 98.186° tale da ottenere orbita eliosincrona (vedere paragrafo 3.4.1);
- Anomalia vera = 0° ;

Il parametro h rappresenta la quota che è stata fissata a 700 km. È possibile modificare ognuno di questi parametri per esplorare diverse tipologie di orbita.

6.1.2 Parametri per Terra e Saturno

I parametri orbitali iniziali dei pianeti sono stati ottenuti attraverso una specifica funzione che include le perturbazioni dell'orbita dei pianeti. L'anomalia vera viene invece calcolata attraverso la funzione che si occupa della propagazione dell'orbita.

6.1.3 Parametri per Encelado

Per i parametri orbitali di Encelado si è scelto di calcolare le efemeridi per una certa data e per fare ciò si è utilizzato il programma “Horizons System”, definendo

così i parametri orbitali. Il programma Horizon system è un programma messo a disposizione dalla Nasa per calcolare le efemeridi della maggior parte dei corpi grandi e piccoli presenti nel sistema solare. Il programma è molto accurato ma poco versatile, perciò ai fini di questa tesi è stato sfruttato per ottenere unicamente i parametri orbitali iniziali di Encelado. Si è definito il 1° gennaio 2050 come data di riferimento dal momento che è anche la data di inizio simulazione, e i rispettivi parametri orbitali come fissi non considerando così le loro piccole variazioni a cui è soggetto il corpo nella sua orbita. I parametri orbitali così ottenuti sono stati calcolati nel sistema di riferimento eclittica:

- Semiasse = 238413.9124 Km
- Eccentricità = 0.00626
- Inclinazione = 28.045°
- Argomento del periastro = 188.097°
- RAAN = 169.5°
- Anomalia media = 15.064°

6.1.4 Propagazione dell'orbita

Una volta ottenuti tutti i parametri orbitali e definite le condizioni iniziali dei corpi in esame è stato necessario simulare il loro movimento attraverso la propagazione delle loro orbite. Per fare ciò si è ricorso al problema di Keplero per calcolare la propagazione dell'orbita dell'antenna e di Encelado sulla base dei parametri iniziali. In questo caso quindi partendo dai parametri orbitali dell'antenna si è sfruttata l'equazione 4.16 per trovare l'anomalia media e da questa, attraverso un'equazione che implementa il metodo di Newton, si è trovato il valore corretto di anomalia eccentrica. L'anomalia eccentrica è stata inserita nell'equazione 4.19 per calcolare l'anomalia vera aggiornata. Con questo calcolo a ogni iterazione si va ad aggiornare il vettore dei parametri orbitali con la nuova anomalia vera e il nuovo valore di Raan aggiornato per compensare la precessione nodale. Per i pianeti invece si è sfruttata una funzione che implementava al suo interno le variazioni dei parametri orbitali al variare dell'epoca e forniva direttamente il valore dell'anomalia media per quella

data. Il calcolo dell'anomalia eccentrica invece ricalca perfettamente quello effettuato per l'antenna in orbita. Una volta ottenuto il vettore dei parametri orbitali si è andato a trovare il valore di posizione e velocità \vec{r} e \vec{v} del corpo nel rispettivo sistema di riferimento (eclittica per pianeti e Encelado e ECI per l'antenna) attraverso una funzione che converte i parametri orbitali nelle componenti x, y, z della posizione nel sistema di riferimento considerato.

6.1.5 Simulazione posizione antenne DSN

Il processo di verifica della visibilità viene effettuato per conferma anche per le antenne facenti parti del sistema Deep Space Network. Partendo dalle coordinate dei complessi si è ottenuta la loro posizione nel sistema di riferimento ECI attraverso delle trasformazioni dei sistemi di riferimento. Le coordinate dei siti utilizzate sono state:

- **Complesso di Canberra:** 35°24'05" Sud, 148°58'54" Est, elevazione 550 m;
- **Complesso di Madrid:** 40°25'47.33" Nord, 4°14'56.57" Ovest, elevazione 720 m;
- **Complesso in California:** 35°25'36" Nord, 116°53'24" Ovest, elevazione 900 m;

I valori trovati sono stati usati per definire le distanze tra le antenne e Encelado e verificare così l'ostruzione di Terra, Saturno e Sole.

6.1.6 Trasformazione sistemi di riferimento

Per verificare la visibilità tra antenna e saturno si è calcolata la differenza tra la posizione di Saturno e quella della Terra per ottenere il vettore posizione Saturno rispetto la Terra e poi si è applicata la trasformazione del sistema di riferimento, passando dal sistema di riferimento eclittica a quello geostazionario. La trasformazione usata consiste in una matrice di trasformazione della forma:

$$R_{ecl \rightarrow eci} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$

dove $\theta = 23.43928^\circ$.

Una volta trovate le varie distanze attraverso i vettori posizione, usando dei sistemi di riferimento consoni, è stato possibile effettuare la verifica della visibilità.

6.2 Ottimizzazione con codice genetico

Attraverso l'uso di un codice genetico si è voluto massimizzare la percentuale di visibilità dell'antenna tenendo in considerazione due fattori: la data di inizio della missione e la quota dell'antenna. La modifica della data di inizio può servire a verificare se in base al tipo di passo di simulazione scelto e ai parametri iniziali è possibile migliorare la visibilità. Dal momento che la data di inizio missione non è definita, così come l'orbita dell'antenna, è possibile trovare i parametri migliori da utilizzare per ogni anno in base all'inizio previsto e capire le possibilità della configurazione presa in esame. La scelta di variare la quota dell'antenna permetterà invece di verificare se allontanandosi dalla superficie terrestre si ha un miglioramento della visibilità e trovare quindi la soluzione ottimale per massimizzare il numero degli accessi di questa antenna verso Encelado. Il codice genetico utilizzato è stato quello implementato da Matlab attraverso la funzione 'ga'.

6.2.1 Cos'è un codice genetico

Un algoritmo genetico è un modello computazionale, ispirato all'evoluzione biologica, in cui a partire da una popolazione di individui o dati si va a ricercare l'elemento più promettente per un certo tipo di ambiente o problema. Questi algoritmi cercano una soluzione ottima, cioè il minimo di una certa funzione obiettivo, all'interno di un problema complesso. Sono, perciò, utili sia come metodi di ricerca per problemi complessi che per la modellizzazione di sistemi evolutivi. Nella pratica a partire da un problema e un obiettivo, viene generata una popolazione di soluzioni che viene iterativamente selezionata per trovare gli individui più promettenti. A partire da questi individui selezionati si applicano delle mutazioni e ricombinazioni sfruttando tecniche come il crossover per far emergere soluzioni sempre migliori. Questo tipo di approccio ricalca in maniera semplificata le teorie sulla genetica e sull'evoluzione adattativa legate al mondo biologico. Sebbene la teoria non sia completamente predittiva e potrebbero non risultare efficaci nel caso si cerchi una soluzione di ottimo

assoluto, gli algoritmi genetici risultano efficaci in molti problemi di ottimizzazione, progettazione e machine learning. Sono stati applicati in ingegneria, robotica, creazione di reti neurali, programmazione evolutiva e modellazione di sistemi biologici. Sono utili in molti contesti di ottimizzazione multiparametrica, come la progettazione aeronautica, il tuning di algoritmi di tracciamento immagini o la ricerca di regioni di stabilità in equazioni differenziali.

6.3 Obiettivi del codice

6.3.1 Verifica visibilità tra antenna e Encelado

Per verificare se l'antenna ha la visuale libera e riesce a inviare segnali verso Saturno si è deciso di creare una funzione ad hoc. Questa funzione va a valutare se il percorso tra l'antenna e il target risulta essere interrotto dalla presenza di Terra, Saturno o del Sole. Nel caso specifico del sole il raggio ostruente considerato è stato maggiorato di 10 milioni di chilometri per tenere in conto non solo gli effetti fisici ma anche quelli elettromagnetici che possono deviare o impedire la propagazione delle onde elettromagnetiche. Questo valore è stato ricavato in maniera approssimata attraverso considerazioni geometriche, considerando che nelle comunicazioni con Marte si ha una perdita di segnale per circa 14 giorni quando è presente l'ostruzione del Sole. I risultati vengono salvati in un vettore in cui 1 indica la visibilità e 0 la non visibilità. Per poter determinare per quanto tempo si ha visibilità all'interno del periodo selezionato si è inserito un contatore di accessi.

6.3.2 Definizione degli angoli di puntamento

Il secondo obiettivo del codice consiste nella verifica degli angoli di puntamento tra l'antenna e Encelado. La definizione di questi angoli e ancor di più della velocità angolare con cui questi cambiano è fondamentale per il dimensionamento del sistema di assetto di un satellite. Sapere di quanto il satellite deve poter ruotare ogni secondo o minuto permette di capire quali meccanismi di controllo dell'assetto considerare in fase di progettazione e degli algoritmi di controllo necessari per mantenere il corretto puntamento del target con la dovuta stabilità.

Sapere quindi la velocità angolare con cui il satellite dovrà ruotare per mantenere il puntamento con Encelado permette di capire se, ai fini della missione è

necessario usare un sistema di controllo molto preciso e costoso o un sistema meno performativo e magari più leggero ed economico.

6.3.3 Verifica visibilità DSN e Encelado

Il complesso del Deep Space Network è stato organizzato in modo tale da poter osservare in modo continuativo uno spacecraft nello spazio profondo. Quindi in questa sezione si verificherà questo prerequisito e si andrà a valutare se la posizione dei tre complessi risulta oscurata diversamente rispetto l'antenna. In particolare si vuole verificare se avere un antenna in orbita, quindi più distante dalla superficie terrestre permette di avere una visibilità maggiore rispetto al network di antenne sul suolo terrestre.

6.3.4 Definizione delle perdite

Come ulteriore obiettivo di questo lavoro si vuole determinare una stima iniziale delle perdite di segnale che il sistema DSN potrebbe avere in più rispetto all'antenna. Essendo l'antenna in orbita a circa 700 km non è soggetta quasi mai alle perdite dovute al passaggio del segnale negli strati più bassi dell'atmosfera, in cui precipitazioni, composizione chimica o nuvole possono far aumentare le perdite. Verrà quindi affrontato il problema del link budget tra antenne DSN e antenna in orbita per valutare come il sistema di comunicazione viene influenzato e se un antenna in orbita risulta maggiormente efficace di quelle di terra. Questo link budget sarà comunque un modello parziale che terrà conto semplicemente delle perdite calcolabili con i dati in nostro possesso. Non avendo accesso a informazioni riguardanti la tipologia di sistema montato sull'antenna in orbita né sulla sonda che sarà inviata su Encelado non è possibile definire un link budget completo con i guadagni di questi sistemi.

Capitolo 7

Analisi dei risultati

In questa sezione vengono mostrati i risultati ottenuti dalle simulazioni effettuate e i grafici creati per mostrarli attraverso i procedimenti indicati nella sezione precedente. Il codice creato presuppone la creazione di un simulatore orbitale di una parte del sistema solare e di un'antenna in orbita LEO come evidenziato nei capitoli precedenti. L'obiettivo principale di queste simulazioni consiste nella verifica della visibilità della luna di Saturno, Encelado, dalla suddetta antenna in orbita LEO e della definizione degli angoli di vista tra i due in diversi periodi dell'anno.

7.1 Analisi delle orbite

Nella prima parte della simulazione ci si è focalizzati sulla validità del codice creato andando a verificare che le orbite kepleriane create per i vari elementi, quindi in assenza di disturbi, fossero perfettamente chiuse. Tramite quindi una verifica sulla posizione iniziale e finale del corpo si è trovato l'errore assoluto e quello relativo commesso dal simulatore.

Antenna Per l'antenna in orbita intorno alla terra a una quota di 700 Km l'errore assoluto trovato è risultato dell'ordine di 10^{-11} Km e ad un errore relativo inferiore alla precisione di macchina. Nella figura 7.1 si può osservare l'orbita dell'antenna nel sistema di riferimento geocentrico. La traiettoria qui raffigurata rappresenta il moto dell'antenna lungo una sua orbita.

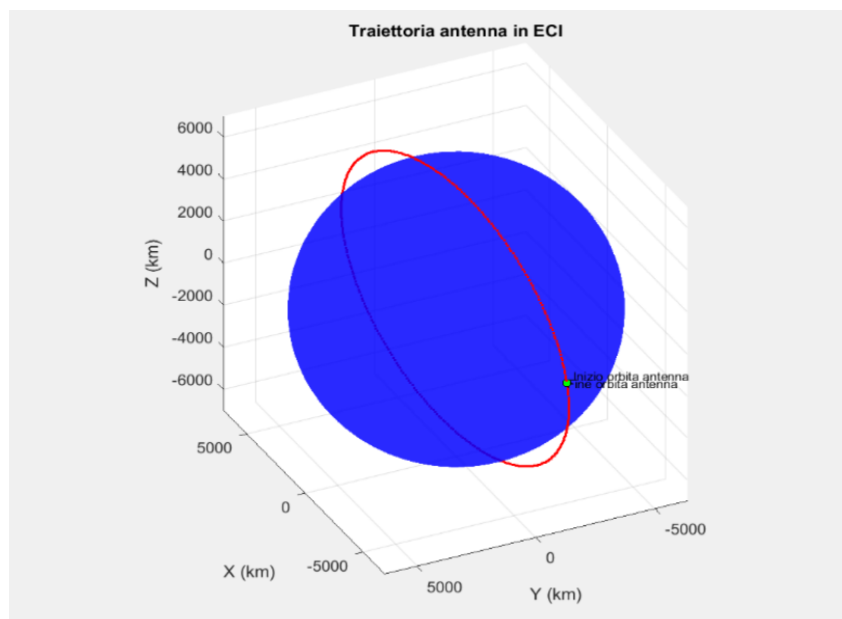


Figura 7.1. Traiettoria antenna intorno alla Terra

Terra e Saturno Per le orbite di Terra e Saturno intorno al Sole sono stati usati i valori medi dei parametri orbitali con i quali in assenza di perturbazioni si è trovato un errore di circa 10^{-8} con un errore relativo anche qui trascurabile.

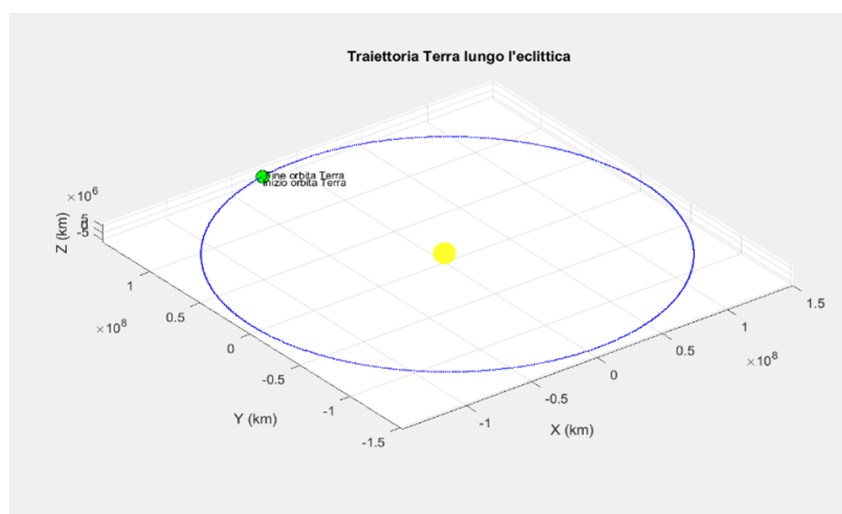


Figura 7.2. Traiettoria della Terra intorno al Sole

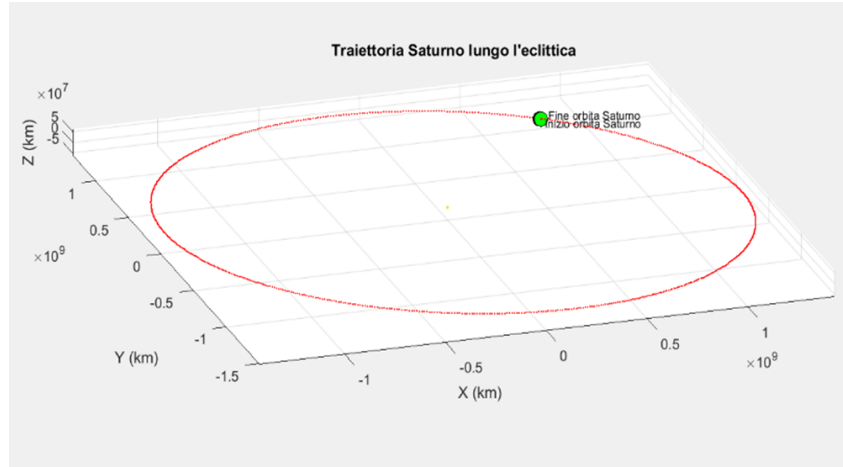


Figura 7.3. Traiettoria di Saturno intorno al Sole

Encelado Per l'orbita di Encelado sono stati usati i valori ottenuti dal sito della NASA, attraverso il programma *Horizons System* [21], per ottenere i valori dei parametri orbitali di Encelado intorno a Saturno nel sistema di riferimento eclittica. I risultati ottenuti hanno mantenuto gli ordini di grandezza dei pianeti, quindi un errore assoluto di 10^{-8} e un errore relativo trascurabile. L'orbita rappresentata in figura è rappresentata rispetto al piano dell'eclittica.

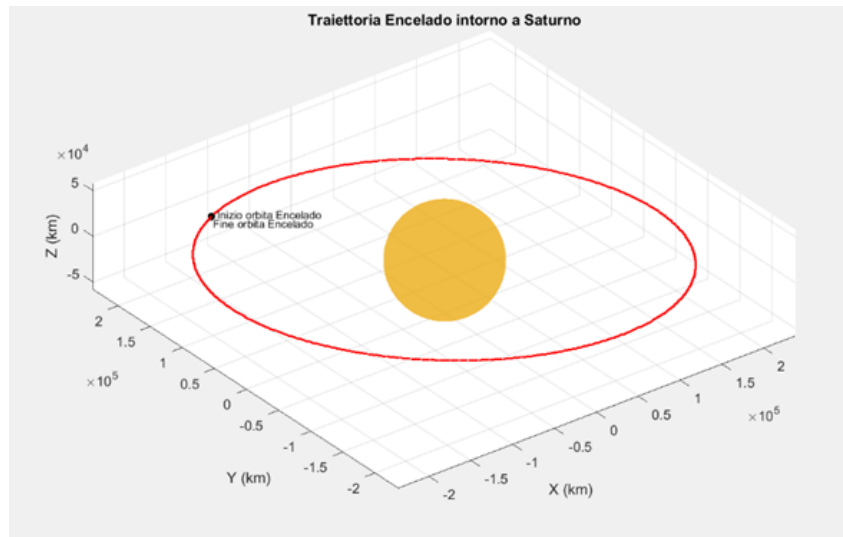


Figura 7.4. Traiettoria di Encelado intorno a Saturno

Una volta confermata la bontà del codice avendo quindi verificato il metodo, le analisi successive sono state effettuate tenendo conto delle perturbazioni gravitazionali a cui il pianeta Terra e Saturno sono soggette nel tempo. Queste perturbazioni sono state ricavate da una funzione di Matlab che modifica alcuni dei parametri orbitali in funzione della data di simulazione. È stata inoltre considerata una variazione media della precessione dell'argomento del periasse di Encelado [22]. Una volta ottenuti i valori di posizione dei pianeti e dei satelliti in esame si è applicata la trasformazione del sistema di riferimento per avere tutti i dati in un sistema di riferimento comune. Ciò ha permesso di poter confrontare liberamente i dati e verificare quindi le distanze relative tra tutti gli elementi in gioco.

Dopo aver uniformato i sistemi di riferimento è stato analizzato il moto relativo tra Saturno e Terra per evidenziare quale fosse il moto di Saturno visto dalla Terra durante un anno di Saturno.

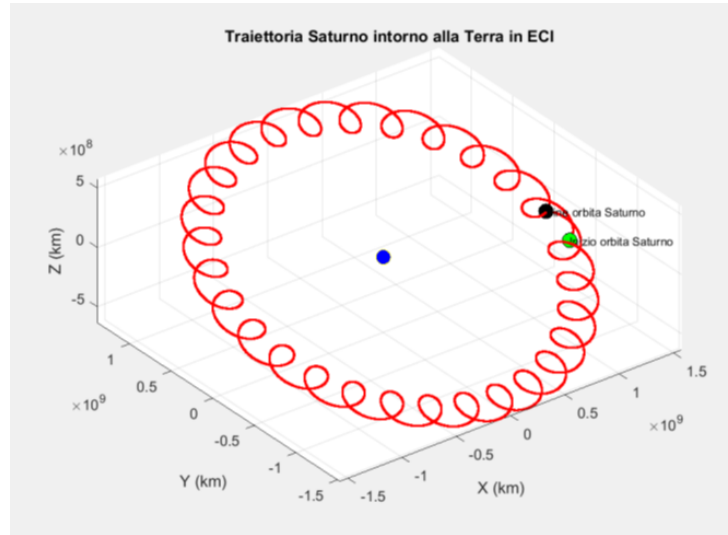


Figura 7.5. Moto di Saturno rispetto alla Terra in ECI

Dalla figura 7.5 si può notare come la posizione relativa di Saturno vari a causa del moto terrestre. Ogni anno la Terra compie un'orbita del Sole mentre, per Saturno, sono necessari l'equivalente di 29.4 anni terrestri per completare una rivoluzione. Il moto combinato della Terra e di Saturno produce questo effetto nella figura di loop retrogradi periodici. Se ne possono contare 29 esattamente quanti gli anni terrestri necessari alla chiusura dell'orbita di Saturno.

7.2 Verifica della visibilità dell'antenna

La verifica della visibilità tra antenna e Encelado è stata effettuata tenendo in considerazione l'ostruzione causata dalla Terra, dal Sole e da Saturno. Attraverso la creazione di una funzione apposita per verificare se la linea di vista tra l'antenna e un oggetto risulta ostruita da un corpo è stato possibile verificare, nel tempo di simulazione, se ci fosse visibilità e per quanto tempo. La verifica della visibilità è stata effettuata considerando una durata di missione di 3 anni a partire dall'anno 2050, anno probabile per l'arrivo in orbita della sonda su Encelado. Le simulazioni, quindi, mostreranno dei risultati medi considerando una durata di tre anni, una durata di 1 anno per ogni anno a partire dal 2050 al 2052, e una durata di circa 33 ore (pari al periodo di rivoluzione di Encelado) considerando 4 giorni presi a distanza di 3 mesi lungo questi anni. Questo approccio permette di vedere non solo i valori medi che è possibile raggiungere, ma anche dei valori più puntuali per evidenziare le differenze sulla visibilità che possono nascere sulla base della posizione reciproca di Terra e Saturno per diversi periodi dell'anno. Nella simulazione puntuale nei 4 giorni dell'anno, il tempo di simulazione è stato diviso in 3600 step per ottenere circa 180 accessi per ogni orbita dell'antenna. La scelta del periodo di rivoluzione di Encelado come tempo di simulazione è stata fatta per poter verificare se Encelado con la sua orbita intorno a Saturno venisse oscurato e per quanto tempo. Inoltre, dal momento che è risultato essere circa 20 volte quello dell'orbita dell'antenna è stato valutato come un buon candidato per una stima iniziale.

Le analisi qui effettuate non tengono in considerazione l'orbita che la sonda avrà intorno a Encelado dal momento che ancora nessun dato è stato rilasciato in proposito. Il puntamento di Encelado permette di puntare anche la sonda. Naturalmente la percentuale di accessi diminuirà andando a considerare questo aspetto, ma sarà una percentuale proporzionale per qualsiasi sistema di comunicazione che si sceglierà di usare, quindi ininfluenza per queste analisi.

7.2.1 Anno 2050

Per la simulazione dal 1 gennaio 2050 al 1 gennaio 2051, il numero di step scelto è stato di 360000 per ottenere 1000 step al giorno e quindi circa 69 accessi per ogni orbita dell'antenna. L'intervallo di simulazione è di circa 1,5 minuti. Lo stesso ragionamento è stato effettuato per l'anno 2051 e 2052. Nelle analisi annuali

bisogna tenere presente che a causa dell'interferenza del sole si perdono circa 9 giorni di accesso che corrispondono a circa 8900 accessi.

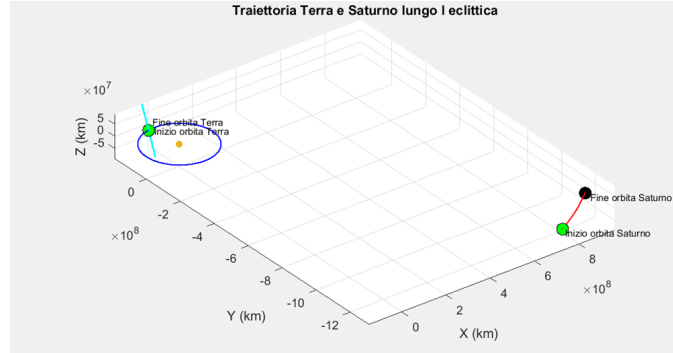


Figura 7.6. Orbita di Saturno e Terra nel sistema eclittica

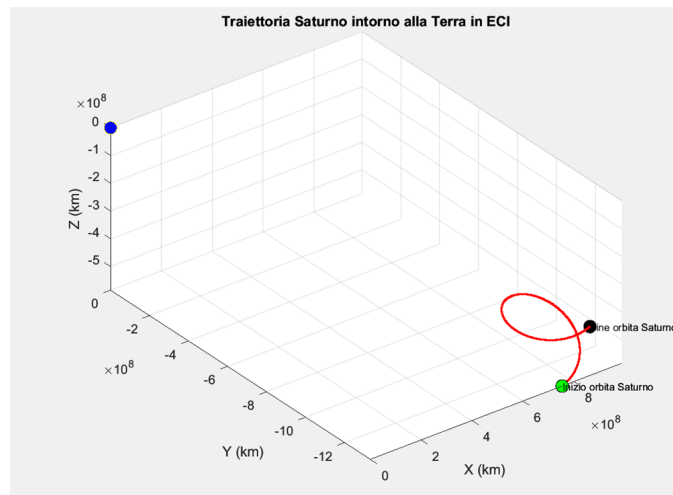


Figura 7.7. Orbita di Saturno rispetto la Terra per il 2050

Attraverso questa simulazione si è stato ottenuto un numero di accessi pari a 260052 su 360000. Encelado risulta visibile dall'antenna per il 72.38% del tempo di simulazione. Un dato abbastanza promettente per la configurazione scelta.

Nelle analisi effettuate per i 4 giorni dell'anno con una durata di 33 ore si è scelto di rappresentare graficamente i risultati ottenuti attraverso due grafici speculari. In questi grafici è possibile vedere sulla sinistra l'orbita dell'antenna (in rosso) intorno alla Terra colorata di blu e per ogni passo di simulazione è stata tracciata una linea

che congiunge l'antenna con Encelado. In questo modo è stato possibile mettere in evidenza quando la Terra ostruisce la visione all'antenna impedendo di comunicare con il satellite. Lo stesso ragionamento è stato effettuato nelle figure di destra dove in questo caso viene raffigurata l'orbita di Encelado in giallo, Saturno in rosso e sempre in verde le congiungenti all'antenna.

Simulazione 1° gennaio 2050 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2796 su 3600. La visibilità risulta assicurata per il 77.67% del tempo di simulazione

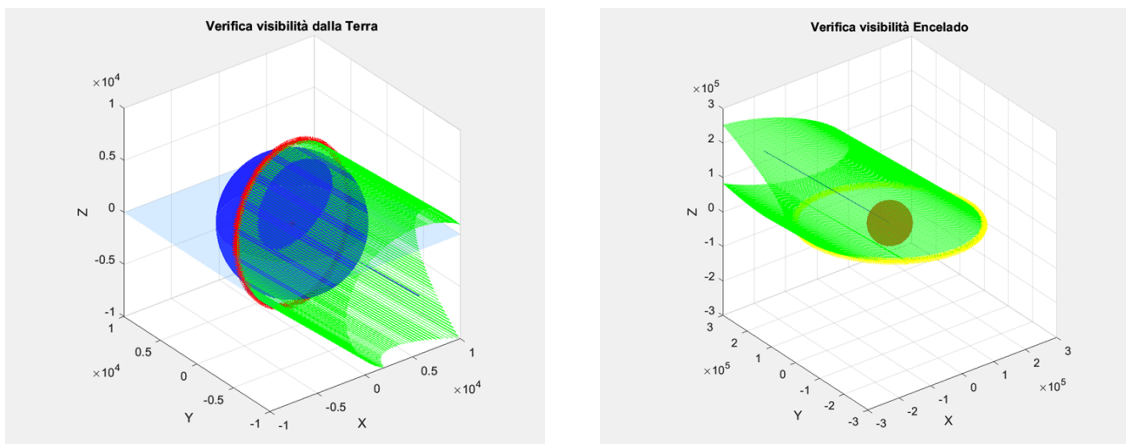


Figura 7.8. Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno gennaio 2050

Simulazione 1° aprile 2050 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2356 su 3600. La visibilità risulta assicurata per il 65.44% del tempo di simulazione.

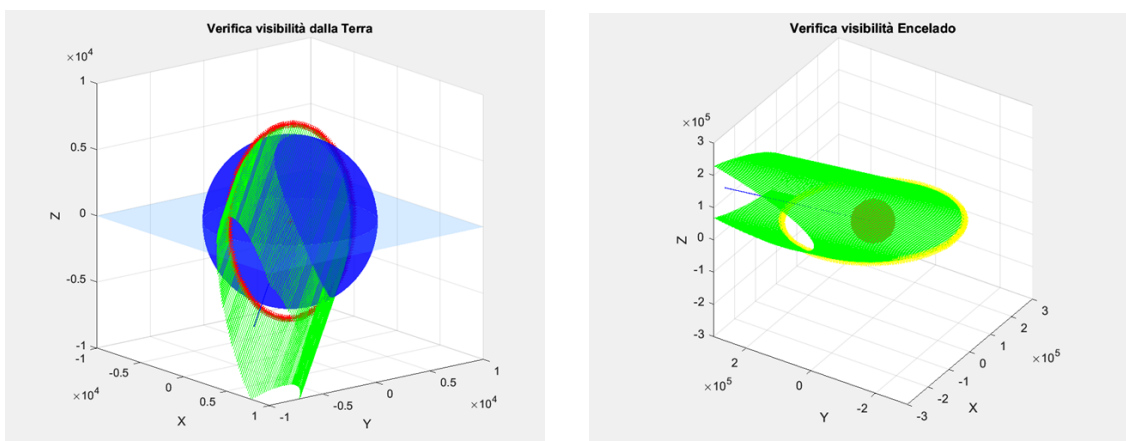


Figura 7.9. Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno aprile 2050

Simulazione 1° luglio 2050 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 3020 su 3600. La visibilità risulta assicurata per il 83.89% del tempo di simulazione.

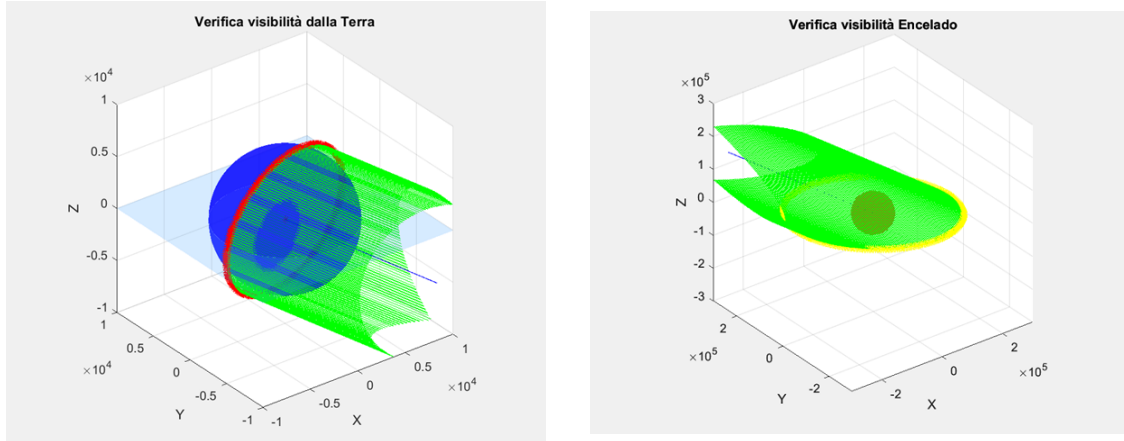


Figura 7.10. Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno luglio 2050

Simulazione 1° ottobre 2050 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2384 su 3600. La visibilità risulta assicurata per il 66.22% del tempo di simulazione.

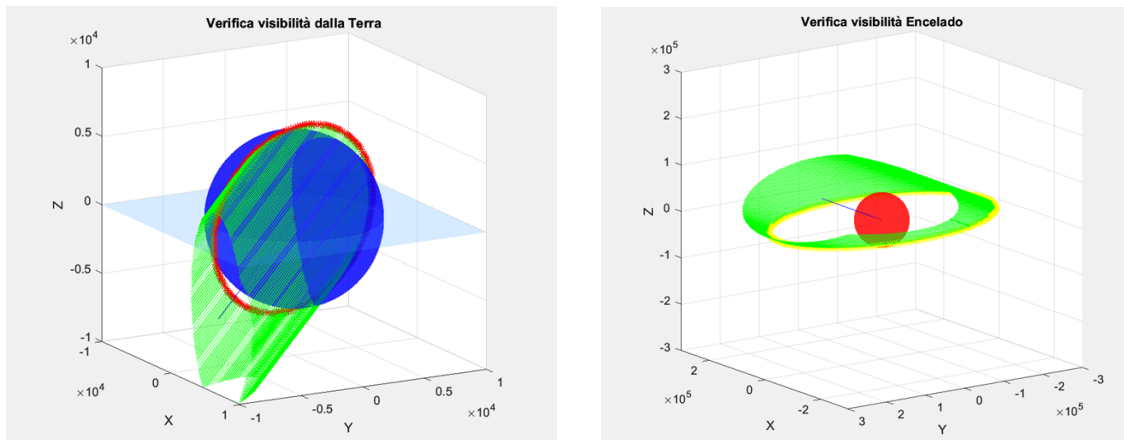


Figura 7.11. Visibilità antenna-Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno ottobre 2050

7.2.2 Anno 2051

Nella simulazione per un anno partendo dal 1° gennaio 2051 sono stati ottenuti un numero di accessi pari a 263215 su 360000. Encelado risulta visibile dall'antenna per il 73.11% del tempo di simulazione.

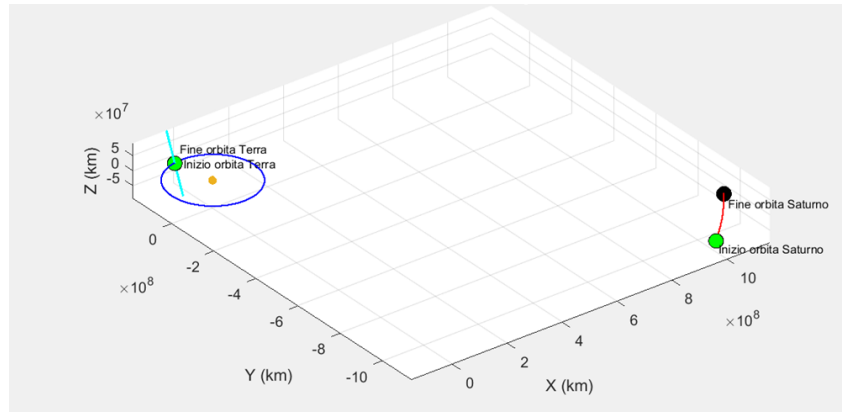


Figura 7.12. Orbita di Saturno e Terra nel sistema eclittica per il 2051

Simulazione 1° gennaio 2051 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2644 su 3600. La visibilità risulta assicurata per il 73.44% del tempo di simulazione.

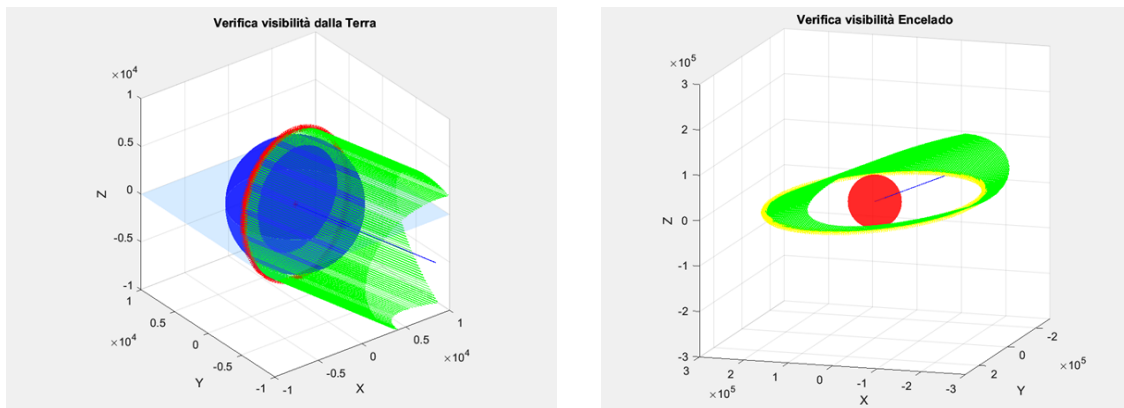


Figura 7.13. Visibilità antenna-Encelado: Ostruzione Terra e Saturno gennaio 2051

Simulazione 1° aprile 2051 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2426 su 3600. La visibilità risulta assicurata per il 67.38% del tempo di simulazione.

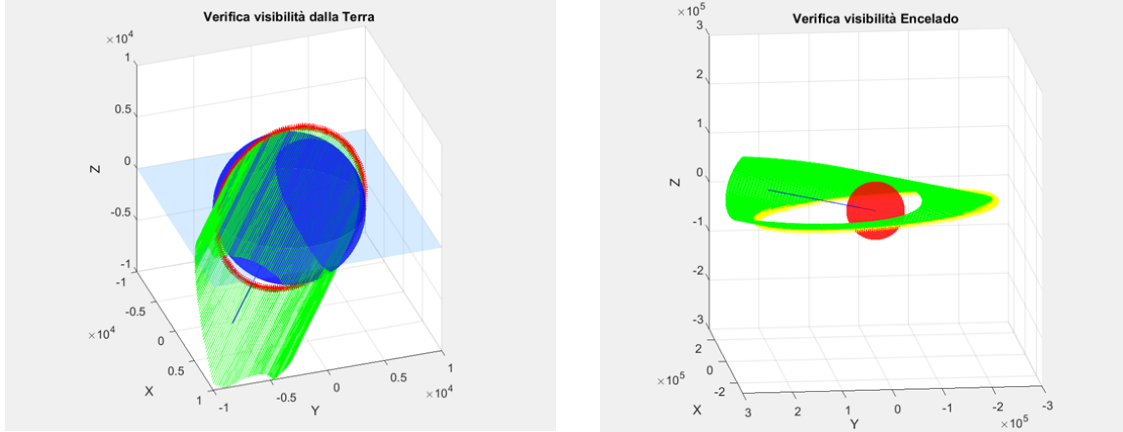


Figura 7.14. Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno aprile 2051

Simulazione 1° luglio 2051 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2618 su 3600. La visibilità risulta assicurata per il 72.72% del tempo di simulazione.

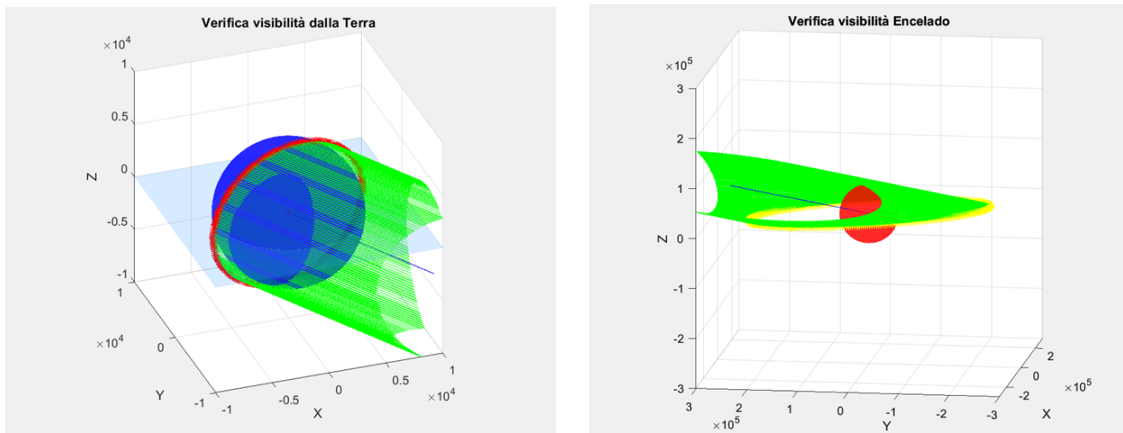


Figura 7.15. Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno luglio 2051

Simulazione 1° ottobre 2051 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2471 su 3600. La visibilità risulta assicurata per il 68.64% del tempo di simulazione.

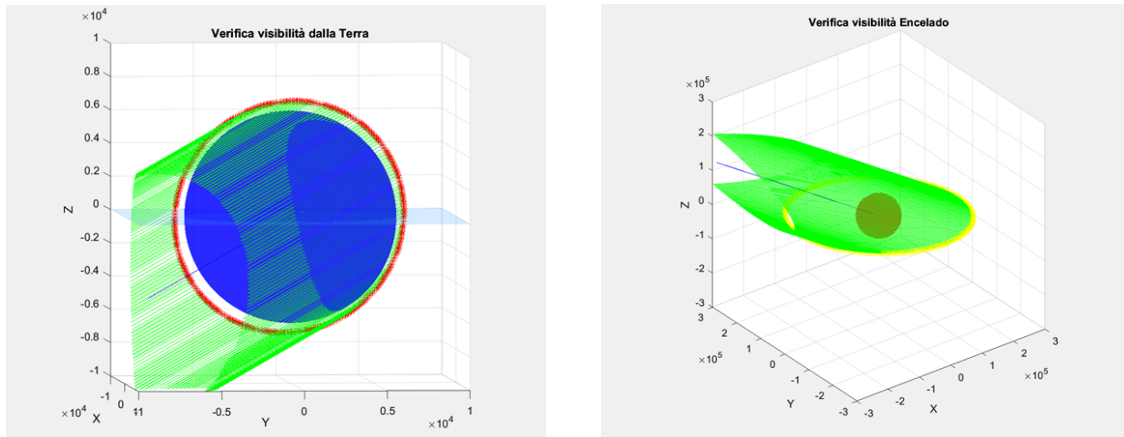


Figura 7.16. Visibilità antenna-Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno ottobre 2051

7.2.3 Anno 2052

Nella simulazione per un anno partendo dal 1° gennaio 2052 sono stati ottenuti un numero di accessi pari a 255728 su 360000. Encelado risulta visibile dall'antenna per il 71.04% del tempo di simulazione.

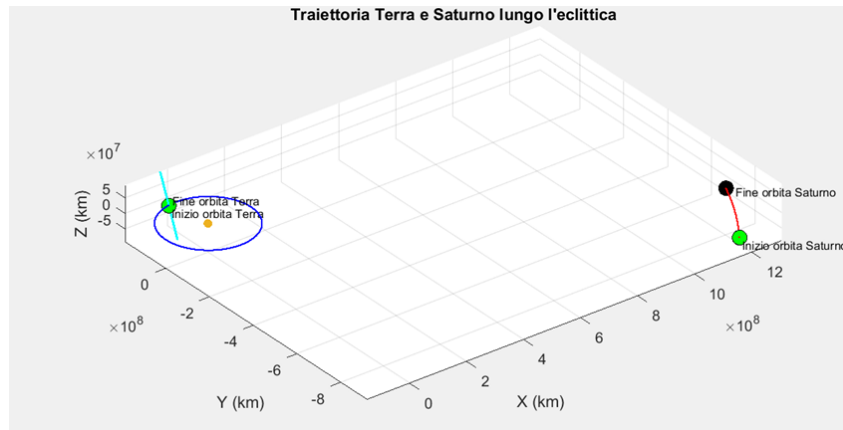


Figura 7.17. Orbita di Saturno e Terra nel sistema eclittica per il 2052

Simulazione 1° gennaio 2052 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2526 su 3600 tentativi. La visibilità risulta assicurata per il 70.17% del tempo di simulazione.

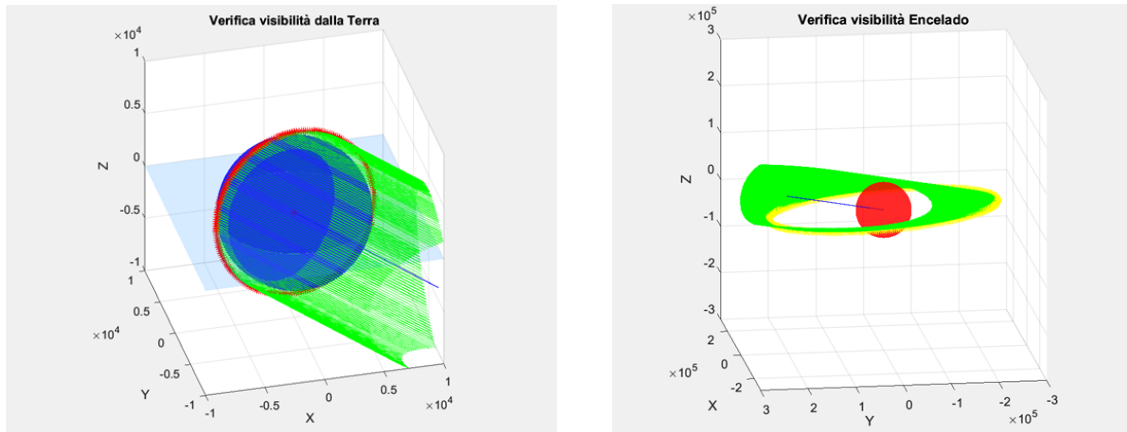


Figura 7.18. Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno gennaio 2052

Simulazione 1° aprile 2052 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2409 su 3600 tentativi. La visibilità risulta assicurata per il 66.92% del tempo di simulazione. A partire da questa simulazione Encelado intorno a Saturno risulta coperto per una parte della simulazione. Ciò provoca una diminuzione della visibilità.

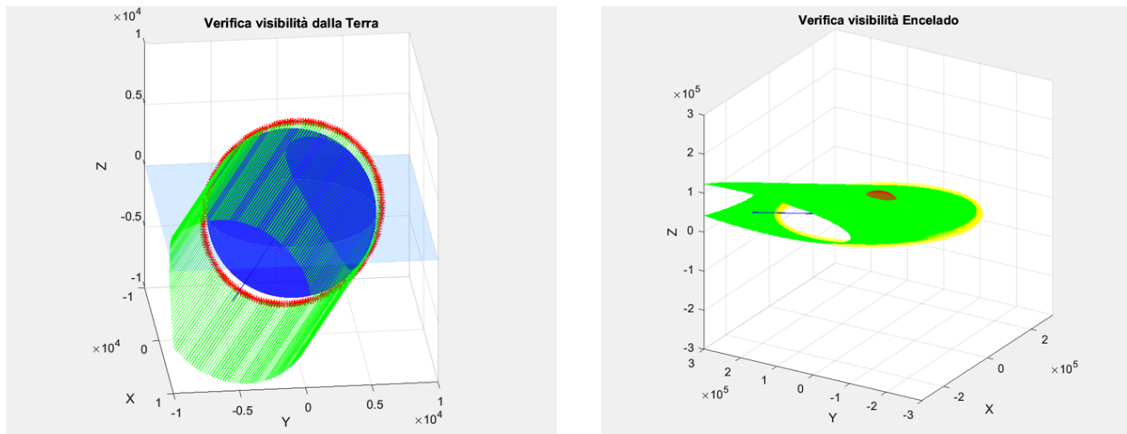


Figura 7.19. Visibilità antenna-Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno aprile 2052

Simulazione 1° luglio 2052 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2324 su 3600 tentativi. La visibilità risulta assicurata per il 64.55% del tempo di simulazione. In questo caso si perdono 130 accessi a causa della posizione di Encelado.

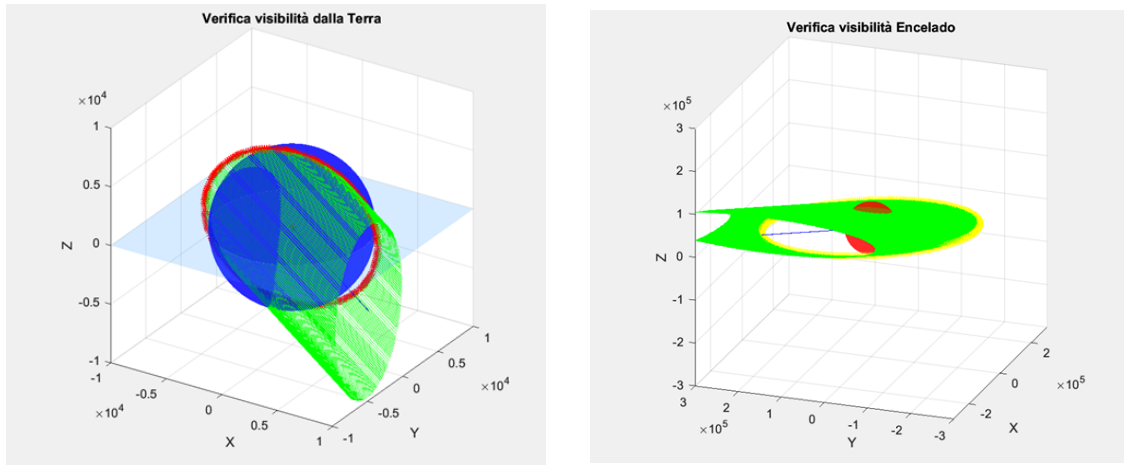


Figura 7.20. Visibilità antenna - Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno luglio 2052

Simulazione 1° ottobre 2052 Il numero di accessi riscontrato è stato pari a 2498 su 3600 tentativi . La visibilità risulta assicurata per il 69.39% del tempo di simulazione. Come nel caso precedente si perdono 124 accessi a causa della posizione di Encelado coperta da Saturno.

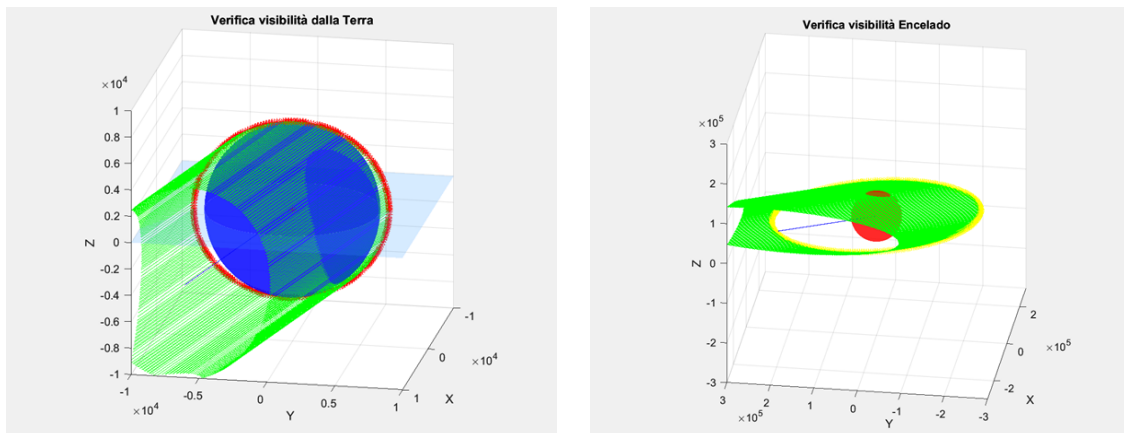


Figura 7.21. Visibilità antenna-Encelado: Ostruzione di Terra e Saturno ottobre 2052

A differenza dell'anno 2050 e 2051 a partire dal 2052 Encelado viene ostruito da Saturno per una parte della sua orbita. La posizione reciproca di Terra e Saturno rende quindi l'anno 2052 meno ideale rispetto ai due anni precedenti in cui potenzialmente è possibile raggiungere il 100% di visibilità aumentando per esempio il numero di antenne. In tutti e tre i casi comunque la visibilità con Encelado risulta

assicurata annualmente per più del 70% del tempo. Questo risultato è molto promettente per la valutazione di un'antenna orbitale come mezzo di comunicazione ausiliaria per la missione.

Dalle analisi puntuali per i vari anni è possibile osservare una certa tendenza ad assicurare una visibilità maggiore nei mesi invernali ed estivi e una visibilità inferiore in quelli primaverili e autunnali.

Simulazione massimo periodo di attività dell'antenna Per questa simulazione si è scelto di verificare la visibilità per tre anni partendo dal 1° gennaio alle 00:00:00 per i tre anni 2050, 2051, 2052. In questa simulazione visto il periodo scelto molto lungo si è scelto di effettuare una simulazione con 360000 step. Il numero di step considerato è stato scelto considerando in modo tale che per ogni anno siano considerati abbastanza punti da non perdere informazioni importanti. In particolare con questi step si trova che per ogni grado spazzato dalla Terra che equivale a un giorno si ottengano circa 333 step.

Applicando le condizioni citate si ottiene:

- Per l'anno 2050 una visibilità di Encelado del 72.13%.
- Per l'anno 2051 una visibilità di Encelado del 71.39%.
- Per l'anno 2052 una visibilità di Encelado del 70.03%.

Considerando un periodo di simulazione di 3 anni la visibilità media risulta comunque superare al 70%.

7.3 Risultati ottenuti con l'ottimizzazione

In questa sezione si è valutato come la data di inizio missione possa influenzare la visibilità, nel breve e nel lungo periodo. Si è inoltre valutato se una modifica della quota dell'antenna influenzasse i risultati andando a cercare il valore ottimale per massimizzarli. Attraverso l'ottimizzazione è stato possibile notare che la visibilità di Encelado aumenta all'aumentare della quota dell'orbita. Le orbite eliosincrone presentano una quota generalmente compresa tra i 600 e gli 800 Km; perciò, l'ottimizzazione ha utilizzato questi estremi come margini per identificare la quota

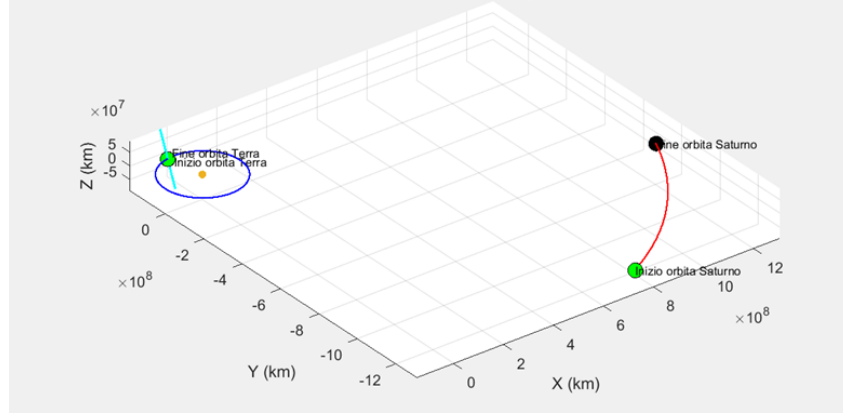


Figura 7.22. Orbita di Saturno e Terra nel sistema eclittica 2050-2052

migliore. È stata valutata la quota migliore per ognuno dei tre anni di riferimento attraverso una simulazione di un anno e una di 3 anni utilizzando 10800 step.

- Per l'anno 2050 la quota migliore trovata è stata di 798 Km. Attraverso questo valore è stato possibile ottenere un numero di accessi pari a 7960 su 10800 con una visibilità del 73.7% per la simulazione di un anno, e un numero di accessi pari a 7927 su 10800 e quindi il 73.4% di visibilità per la simulazione a 3 anni.
- Per l'anno 2051 la quota di 798 Km risulta anch'essa la migliore. Nella simulazione annuale si ottiene un numero di accessi di 8071 su 10800 con una visibilità del 74.73%, mentre in quella per tre anni si ottengono 7863 accessi su 10800 con il 72.8%.
- Per l'anno 2052 la quota migliore trovata è stata di 797 Km quindi si può concludere che si potrebbe usare una quota di 798 Km come una buona approssimazione anche in questo caso. La percentuale di visibilità ottenuta è del 72.49% con 7829 accessi su 10800 per la simulazione di un anno e del 71.46% con 7718 accessi su 10800 per quella a 3 anni. Anche in questo caso la visibilità risulta ridotta per questo anno rispetto agli altri due a causa dell'interferenza di Saturno che blocca parte del segnale. In questo caso si perdono 532 accessi.

La quota di 798 Km è stata quindi scelta come soluzione migliore per l'orbita dell'antenna. L'inclinazione conseguente al nuovo semiasse maggiore corrisponde a 98.593° . Ricalcolando i dati puntuali per i vari anni nella tabella 7.1 si possono notare i seguenti cambiamenti:

Data	Senza ottimizzazione	Con ottimizzazione
1 gennaio 2050	77.69%	79.25%
1 aprile 2050	65.44%	65.64%
1 giugno 2050	83.86%	87.64%
1 ottobre 2050	66.22%	67.31%
1 gennaio 2051	73.44%	74.64%
1 aprile 2051	67.38%	67.86%
1 luglio 2051	72.72%	73.86%
1 ottobre 2051	68.64%	70.03%
1 gennaio 2052	70.17%	71.39%
1 aprile 2052	66.92%	67.61%
1 luglio 2052	64.55%	65.33%
1 ottobre 2052	69.39%	72.08%

Tabella 7.1. Confronto visibilità con e senza simulazione

Dalla tabella 7.1 è possibile notare che l'ottimizzazione è riuscita a migliorare sia globalmente che puntualmente la visibilità. Il guadagno in percentuale si è attestato da un minimo dello 0.3% per aprile 2050 a un massimo del 4.5% per giugno 2050. Come ulteriore analisi si è scelto di ottimizzare la configurazione iniziale di alcuni parametri orbitali dell'antenna. In particolare, i parametri scelti per questa ottimizzazione sono stati:

- Anomalia vera iniziale
- Raan iniziale
- Argomento del periastro iniziale

Nella ricerca del valore ottimo per il caso in esame gli intervalli delle soluzioni ammissibili per i relativi parametri sono stati: per l'anomalia vera un valore compreso tra 0 e 360° , per la Raan iniziale un valore compreso tra la longitudine del sole alla data d'inizio simulazione $+ 45^\circ$ e la longitudine del sole $+ 135^\circ$, per l'argomento del periastro un valore compreso tra 0 e 180° . Per la Raan iniziale in pratica si è

cercato il valore dell'angolo che deve rimanere fisso tra la congiungente col Sole e l'orbita. La scelta di operare con un valore compreso tra 45 e 135 è stato dettato dal fatto che è necessario avere una buona illuminazione dello spacecraft per permettere la ricarica costante dei pannelli solari montati sull'antenna. Attraverso una simulazione della durata di un anno svolta per ognuno dei 3 anni di riferimento è stato possibile migliorare ancora i risultati della visibilità tra l'antenna e Encelado.

Per l'anno 2050 i parametri migliori trovati sono stati:

- Anomalia vera iniziale = 242.35°
- Raan iniziale = Longitudine del Sole + 96.11°
- Argomento del periastro iniziale = 130.47°

Attraverso questi parametri si è ottenuta una visibilità del 74.41% che migliora quella precedentemente ottenuta con la prima ottimizzazione del 73.7% di circa l'1%.

Per l'anno 2051 i parametri migliori trovati sono stati:

- Anomalia vera iniziale = 230.6°
- Raan iniziale = Longitudine del Sole + 85.27°
- Argomento del periastro iniziale = 167.54°

Attraverso questi parametri si è ottenuta una visibilità del 75.52% che migliora quella precedentemente ottenuta con la prima ottimizzazione del 74.43% di circa l'1.5%.

Per l'anno 2052 i parametri migliori trovati sono stati:

- Anomalia vera iniziale = 144.24°
- Raan iniziale = Longitudine del Sole + 128.25°
- Argomento del periastro iniziale = 168.07°

Attraverso questi parametri si è ottenuta una visibilità del 73.08% che migliora quella precedentemente ottenuta con la prima ottimizzazione del 71.04% di circa il 2.9%.

Affinando le precedenti simulazioni impostando un numero di step pari a 360000 è stato possibile trovare un valore ancora più accurato di quello precedente. La tabella 7.2 riassume i risultati finali ottenuti con le ottimizzazioni.

Inizio simulazione	Visibilità iniziale	Ottimizzazione quota	Ottimizzazione parametri orbitali
2050	72.38%	73.87%	74.31%
2051	73.11%	75.17%	75.41%
2052	71.04%	72.77%	72.93%

Tabella 7.2. Confronto risultati simulazioni annuali con ottimizzazione

I risultati finali dell'ottimizzazione hanno permesso di aumentare di 2 punti percentuali la visibilità inizialmente calcolata. Dal momento che orbita iniziale presentava dei valori già molto buoni, riuscire a migliorare di un ulteriore 2.5% i risultati è un buon punto di partenza per ulteriori studi. Non avendo informazioni ulteriori sul probabile inizio della missione questi dati possono offrire un buono spunto di riflessione per valutare se un'antenna in orbita terrestre possa essere interessante per migliorare le comunicazioni per la futura missione di Voyage 2050.

7.4 Verifica degli angoli di puntamento

Dato il vettore antenna Saturno in ECI sono stati definiti gli angoli tramite l'arcotangente della componente y fratto la x per ottenere il valore dell'angolo sul piano XY e tramite arcoseno della componente z fratto la sua norma per ottenere il valore dell'angolo sul piano XZ. Entrambi sono stati salvati in una matrice "angle" che ha sulla prima colonna tutti i valori del primo angolo nel tempo e sulla seconda componente quelli del secondo angolo. Gli angoli di puntamento massimi e minimi sono stati calcolati per il puntamento di Encelado e di Saturno attraverso una simulazione con quota ottimizzata a 798 Km.

Per l'anno 2050 Il valore di angolo massimo e minimo trovato è stato di:

$$MaxAngle_{Enceladus} = [-48.79^\circ, -18.48^\circ]$$

$$MinAngle_{Enceladus} = [-60.49^\circ, -20.87^\circ]$$

Per l'anno 2051 Il valore di angolo massimo e minimo trovato è stato di:

$$MaxAngle_{Enceladus} = [-37.01^\circ, -15.58^\circ]$$

$$MinAngle_{Enceladus} = [-49.85^\circ, -18.98^\circ]$$

Per l'anno 2052 Il valore di angolo massimo e minimo trovato è stato di:

$$MaxAngle_{Enceladus} = [-25.39^\circ, -12.01^\circ]$$

$$MinAngle_{Enceladus} = [-39.27^\circ, -16.45^\circ]$$

Un dato particolarmente rilevante che è stato ricavato a parità di intervallo è la velocità angolare nelle tre direzioni degli angoli di puntamento. Questo valore rappresenta la velocità che il sistema di controllo dell'antenna dovrà sostenere per mantenere il corretto puntamento sull'obiettivo. Il valore di questo rateo di variazione degli angoli di puntamento è stato calcolato come il valore di picco utile al dimensionamento del sistema di controllo dell'assetto, della scelta dell'attuatore di controllo migliore e dell'algoritmo di controllo.

Al fine del calcolo della velocità angolare richiesta sono stati trovati i massimi valori delle differenze negli angoli nelle tre direzioni x, y, z nella configurazione ottimizzata con quota di 798 Km.

- $\Delta\theta_x = 1.466 \times 10^{-4} deg$
- $\Delta\theta_y = 1.431 \times 10^{-4} deg$
- $\Delta\theta_z = 6.976 \times 10^{-5} deg$

La simulazione in questo caso è stata effettuata considerando un periodo di un anno e 360000 step. Dividendo il periodo per gli step si ottiene l'intervallo per ogni step che, in questo caso vale circa 87 secondi cioè 1 minuto e 57 secondi. Attraverso questi valori è stato possibile stimare che la velocità angolare richiesta è di:

$$\begin{Bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 1.685 \times 10^{-6} \\ 1.644 \times 10^{-6} \\ 8.019 \times 10^{-7} \end{Bmatrix}$$

Verifica errore tra il puntamento di Saturno e quello di Encelado Una volta definiti gli angoli per il puntamento di Saturno e di Encelado si è valutato l'errore che si commette puntando l'uno o l'altro. Definendo l'errore assoluto come la differenza tra i due angoli si è ottenuto un errore massimo di:

$$\Delta\theta_x = 0.0091^\circ$$

$$\Delta\theta_y = 0.0104^\circ$$

$$\Delta\theta_z = 0.00243^\circ$$

In base alle caratteristiche dell'antenna sarà possibile verificare quale deve essere il puntamento corretto per diminuire il controllo sull'assetto necessario al puntamento.

7.5 Verifica della visibilità DSN

Dopo aver affrontato il problema della determinazione dell'accesso dell'antenna in orbita verso Encelado, ci si è occupati di verificare la copertura per le stazioni di terra che vengono utilizzate a questi scopi. Le ground station considerate sono state quelle facenti parte del complesso Deep Space Network, cioè quelle antenne che vengono impiegate correntemente per la comunicazione con lo spazio profondo e le sonde più distanti del sistema solare. I complessi considerati nell'analisi sono stati i 3 citati nel capitolo 6:

- *Goldstone deep space communication complex.*
- *Madrid Deep space communication complex.*
- *Canberra Deep space communication complex.*

Ognuno di questi complessi presenta un'antenna di 70 m e diverse antenne da 34m. Quelle da 70 m sono le più precise. Le antenne più tecnologicamente avanzate

dei rispettivi complessi (sia 34m che 70m) sono in grado di comunicare su varie bande, tra cui quelle di interesse X (8.4 GHz) e Ka (32GHz). Il calcolo sulla quantità di accessi durante il periodo considerato per queste ground stations è stato svolto con lo stesso metodo usato per l'antenna in orbita, considerando un puntamento puramente fisico senza tenere conto di limitazioni particolari date da struttura o cono di puntamento delle stazioni. Si è partiti considerando la posizione in latitudine, longitudine e altitudine delle antenne dei complessi.

Partendo da questi dati tramite delle trasformazioni nei sistemi di riferimento utilizzando il WGS84 si è convertita la posizione delle antenne nel tempo nel sistema di riferimento geodetico equatoriale o ECI. Una volta fatto questo si è verificato se Sole, Saturno o Terra impedissero alle antenne di comunicare. I risultati ottenuti risultano in linea con quanto ci si poteva aspettare. Le tre antenne quando funzionanti contemporaneamente permettono una visione di Encelado al 100%. Le osservazioni sono state effettuate per l'anno 2050. Per quell'anno la posizione reciproca di Saturno e Terra permette una visibilità completa di Encelado che non risulta coperto da Saturno.

Dai calcoli effettuati quando il Sole si trova tra la Terra e Saturno, come per il caso della visibilità dell'antenna in orbita, si perdono circa 9 giorni di accesso. Per verificare i risultati ottenuti si è osservato che, se si sfrutta una sola antenna delle 3 la visibilità cala al 50% coerentemente con le assunzioni fatte e con le specifiche DSN. Per gli anni 2050 e 2051 si ottiene una visibilità del 97.75%, ma nel 2052 dal momento che come evidenziato nella sezione sulla verifica della visibilità dell'antenna, si perdono degli accessi a causa dell'interferenza di Saturno che blocca la visibilità di Encelado, il valore diminuisce. In particolare, considerando che per l'analisi annuale si usano 360000 step per le ground stations si ottengono 335576 accessi cioè il 93.21%. La diminuzione della visibilità è causata dalla perdita di 8868 accessi a causa dell'interferenza del Sole e di 15556 accessi a causa di Saturno.

È interessante notare che il numero di accessi nelle stesse condizioni nel caso di antenna in orbita con quota di 798 Km e parametri orbitali iniziali è abbastanza inferiore e pari a 11948. Questa differenza va a evidenziare come allontanandosi dalla superficie della Terra si abbia maggiore visibilità.

7.6 Differenze perdite di segnale

Per valutare il peggioramento del segnale che si può avere a causa della presenza di antenne sulla superficie della terra rispetto ad averle in orbita sono state calcolate le perdite atmosferiche delle antenne. In questa valutazione si è sfruttato il software Matlab e in particolare una funzione presente nel Satellite toolbox creata appositamente per verificare le perdite in atmosfera di una ground station. Questa funzione chiamata “p618PropagationLosses” sfrutta le formule definite dall’ITU (International communication union) per il calcolo delle perdite atmosferiche. La funzione permette di calcolare le seguenti perdite:

- **Perdite causate dai gas.**
- **Perdite causate da nuvole e nebbia.**
- **Perdite causate da pioggia.**
- **Perdite causate da scintillazione.**

L’analisi è stata svolta considerando antenne da 34m e da 70m a frequenze di 8.4 GHz e 32 GHz. Nei parametri inseriti si è considerato un elevation angle di 8.7 gradi che rappresenta il valore minimo di elevation angle che è stato calcolato la singola antenna possa registrare per puntare Encelado. I calcoli sono stati effettuati utilizzando la funzione p618PropagationLosses di Matlab che implementa le formule ufficiali dell’ente internazionali delle telecomunicazioni ITU. Nei parametri implementati si è considerata la posizione delle tre ground stations, una rain annual exceedance di 0.05 e una total annual exceedance di 0.05, quindi il caso peggiore che si verifica per l’5% delle volte. La funzione inoltre prende come input i valori di pressione temperatura e meteo medi delle posizioni indicate grazie a delle mappe precaricate nel programma da Matlab e consigliate dall’ITU. Per le antenne si è assunta un’efficienza di 0.66. Di seguito vengono riportate le perdite a 8.4 e 32 GHz delle antenne di 34 e 70 m.

Il caso considerato prende in esame uno dei casi peggiori ammissibili con l’elevation angle più basso riscontrato. Questo valore implica che il segnale dovrà attraversare un volume maggiore di atmosfera che aumenterà le relative perdite. Ciò è possibile notarlo in particolare sulle analisi effettuate in banda Ka a 32 GHz in cui le perdite totali raggiungono le decine di dB persi.

Perdite antenne DSN da 34 m [dB]						
	Frequenza 8.4 GHz			Frequenza 32 GHz		
Perdite	Canberra	Madrid	Goldstone	Canberra	Madrid	Goldstone
Gas	0.3564	0.3089	0.3113	2.7736	2.1387	2.2948
Nuvole	0.6167	0.3158	0.1748	8.1639	4.1809	2.3143
Pioggia	3.745	1.9783	1.5193	51.07	28.01	24.676
Scintillazione	0.291	0.2813	0.2336	0.2338	0.226	0.1877
Totali	5.009	2.885	2.239	62.241	34.556	29.473

Tabella 7.3. Perdite antenne DSN 34 m

Perdite antenne DSN da 70 m [dB]						
	Frequenza 8.4 GHz			Frequenza 32 GHz		
Perdite	Canberra	Madrid	Goldstone	Canberra	Madrid	Goldstone
Gas	0.3564	0.3089	0.3113	2.7736	2.1387	2.2948
Nuvole	0.6167	0.3158	0.1748	8.164	4.1809	2.3143
Pioggia	3.745	1.9783	1.509	51.07	28.01	24.676
Scintillazione	0.0918	0.0887	0.0737	0	0	0
Totali	4.81	2.692	2.069	62.010	34.330	29.285

Tabella 7.4. Perdite antenne DSN 70 m

Perdite antenne DSN da 70 m [dB]						
	Frequenza 8.4 GHz			Frequenza 32 GHz		
Perdite	Canberra	Madrid	Goldstone	Canberra	Madrid	Goldstone
Gas	0.1078	0.0934	0.0942	0.8389	0.6469	0.6941
Nuvole	0.1865	0.0955	0.0529	2.4693	1.2646	0.700
Pioggia	1.188	0.7895	0.398	19.885	13.7937	8.9527
Scintillazione	0	0	0	0	0	0
Totali	1.482	0.9785	0.545	23.193	15.705	10.347

Tabella 7.5. Perdite antenne DSN 70 m elevation angle di 30°

Dai dati trovati risulta che le perdite per pioggia siano quelle maggiormente influenti nel diminuire la potenza del segnale. Naturalmente queste analisi vengono fatte considerando un caso di meteo avverso pesantemente coperto e con pioggia, ma se questo non si verifica le perdite per pioggia possono essere non considerate, mentre quelle per nuvole andranno ad attenuarsi. Come detto nel capitolo 5 queste perdite sono relative esclusivamente alle antenne sul suolo terrestre e per questo motivo possono non essere considerate quando bisogna dimensionare il sistema di comunicazione dell'antenna in orbita. Naturalmente oltre a queste perdite andranno valutate altri tipi di perdite come quelle di puntamento, che nel caso del DSN sono abbastanza contenute e dell'ordine di 0.1-0.2 dB grazie all'elevata precisione di

queste antenne, mentre per un antenna in orbita possono variare in modo consistente in base al sistema di controllo dell'assetto implementato. Bisogna tener presente che esistono anche delle perdite date dal percorso che il segnale deve compiere nello spazio. Queste perdite sono dette FSPL - Free Space Path Loss che sono calcolabili come

$$FSPL = \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \quad (7.1)$$

Per un segnale di 32 GHz si ottiene $FSPL = 305.7$ dB, mentre per un segnale a 8.4 GHz si ottiene una perdita di 294 dB.

Capitolo 8

Conclusioni

Il lavoro di tesi qui presentato si è focalizzato sull'analisi preliminare di un'antenna in orbita terrestre per verificare se essa presentasse i requisiti minimi affinché si potesse procedere con la sua progettazione e implementazione all'interno della missione Encelado – Voyage 2050 dell'Agenzia Spaziale Europea. Come richiesto il lavoro si è concentrato nel cercare e analizzare un'orbita accettabile per quest'antenna in grado di assicurare una buona visibilità verso Encelado. Un altro obiettivo delle simulazioni effettuate è stato cercare gli angoli di puntamento necessari a puntare Encelado e le velocità angolari necessarie per poter in seguito costruire un sistema di controllo dell'assetto ottimale. È stata, inoltre, effettuata una comparazione con i sistemi di comunicazione attualmente in uso per comunicare con spacecraft nello spazio profondo.

I risultati a cui questo lavoro è giunto sono stati promettenti. Le analisi effettuate si sono concentrate nel trovare le soluzioni su 3 possibili anni di inizio missione 2050, 2051 e 2052, dal momento che ancora non esistono dati certi in tal proposito. Per ognuno di questi anni è stata effettuata un'analisi annuale e triennale di missione e delle analisi localizzate in punti equidistanti durante gli anni. Alle analisi effettuate è stata aggiunta una fase di ottimizzazione per migliorare i risultati ottenuti attraverso il raffinamento di alcuni parametri orbitali iniziali dell'orbita dell'antenna. Attraverso le ottimizzazioni effettuate, considerando una simulazione per una missione di 1 anno in ognuno degli anni considerati, si è giunti a dei risultati molto promettenti.

Inizio simulazione	Visibilità iniziale	Ottimizzazione quota	Ottimizzazione parametri
2050	72.38%	73.87%	74.31%
2051	73.11%	75.17%	75.41%
2052	71.04%	72.77%	72.93%

Tabella 8.1. Risultati simulazioni annuali della visibilità di Encelado

Le ottimizzazioni effettuate hanno permesso di migliorare di circa 2 punti percentuali i risultati inizialmente ottenuti ottenendo una visibilità di oltre il 74% per i primi due anni e di circa il 73% nel 2052. La diminuzione nel terzo anno della visibilità è causata dalla posizione relativa di Terra e Saturno e in particolare dall'ostruzione di Saturno che non permette di avere un accesso completo. I primi due anni, tuttavia, risultano particolarmente interessanti ai fini della missione in quanto la posizione di Saturno permetterà una visibilità completa di Encelado migliorando qualsiasi tipo di comunicazione verso il satellite. Anche le analisi effettuate per verificare la copertura per una durata di 3 anni sono state promettenti garantendo una visibilità superiore al 71% per ognuno dei tre anni considerati. Allo stesso modo per le simulazioni a tre anni si è ottenuto un miglioramento di almeno un punto percentuale attraverso l'ottimizzazione della quota.

Inizio simulazione	Visibilità iniziale	Ottimizzazione quota
2050	72.13%	73.43%
2051	71.39%	72.64%
2052	70.34%	71.48%

Tabella 8.2. Risultati simulazioni triennali della visibilità di Encelado

Dalla verifica degli angoli di puntamento è stato osservato che puntare Saturno o Encelado provoca un errore sul puntamento dell'ordine di 10^{-2} per gli angoli θ_x e θ_y e di 3×10^{-3} per l'angolo θ_z . Le velocità angolari necessarie a mantenere il corretto puntamento del satellite durante la missione sono dell'ordine di 10^{-6} °/s o inferiori, un valore abbastanza contenuto da permettere una certa libertà nella definizione di un possibile sistema di controllo dell'assetto.

Il confronto con le stazioni dei complessi del DSN ha messo in luce l'alta affidabilità

di questi sistemi progettati per avere una buona visibilità durante tutti i periodi dell'anno. Hanno anche evidenziato che, quando Encelado risulta nascosto da Saturno, un'antenna posta sulla superficie terrestre presenta una perdita del numero di accessi maggiore di quella di un antenna in orbita, rendendo l'utilizzo di questa antenna orbitale per la missione selezionata ancora più interessante per assistere i sistemi di comunicazione.

Il lavoro svolto presente ancora dei limiti dati dalla mancanza di informazioni ufficiali sulla missione e sulle caratteristiche chiave dell'antenna in oggetto che, essendo in fase di progettazione, non possono ancora essere rilasciate. Attraverso queste informazioni sarebbe possibile definire un periodo di inizio missione più preciso, o, conoscendo le tipologie di antenne e ricevitori, sarebbe possibile definire un link budget accurato per verificare se il sistema di comunicazione dell'antenna orbitale risulta abbastanza buono da soddisfare i requisiti di missione o di migliorare le comunicazioni spaziali. Un sistema di comunicazione con un'antenna in orbita potrebbe anche diminuire in modo consistente il costo di missione, in quanto usufruire delle antenne DSN è molto costoso e possono essere utilizzate solo per brevi periodi dal momento che sono essenziali per le comunicazioni di molte altre missioni.

Le analisi effettuate in questo lavoro di tesi hanno confermato la bontà della configurazione ipotizzata permettendo di proseguire lo sviluppo di questa antenna e magari, un giorno, di poterla impiegare in molte altre missioni dando un nuovo contributo italiano alla ricerca scientifica e all'esplorazione spaziale.

Bibliografia

- [1] National Aeronautics and Space Administration. *Artemis, why?*. Lug 2025. URL: <https://www.nasa.gov/humans-in-space/artemis/#why>. Ultimo accesso : 11 novembre 2025.
- [2] National Aeronautics and Space Administration. *Mars Sample Return*, Giu 2025. URL : <https://science.nasa.gov/mission/mars-sample-return>. Ultimo accesso: 13 novembre 2025.
- [3] European Space Agency. *Mars Sample Return*. URL: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Exploration/Mars_sample_return. Ultimo accesso: 15 novembre 2025.
- [4] National Aeronautics and Space Administration. *Mission Timeline*. Giu 2025. URL: <https://science.nasa.gov/mission/europa-clipper/mission-timeline>. Ultimo accesso : 11 novembre 2025.
- [5] European Space Agency. *Juice*, URL: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Juice. Ultimo accesso: 13 novembre 2025.
- [6] European Space Agency. *Voyage 2050 sets sail: ESA chooses future science mission themes*. Giu 2021. URL: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Voyage_2050_sets_sail_ESA_chooses_future_science_mission_themes.
- [7] L. J. Tacconi, C. S. Arridge, A. Buonanno, M. Cruise, O. Grasset, A. Helmi, L. Less, E. Komatsu, J. Leconte, J. Leenaarts, J. Martin-Pintado, R. Nakamura, D. Watson. *Voyage2050 Final recommendations from the Voyage 2050 Senior Committee*. Tech. rep. ESA Voyage 2050 senior committee, Mag 2021. URL: <https://www.cosmos.esa.int/documents/1866264/1866292/Voyage2050-Senior-Committee-report-public.pdf>.
- [8] Z. Martins, E. Bunce, O. Grasset, R. Hamp, G. Jones, A. Le Gall, A.

- Lucchetti, et al. *Report of the Expert Committee for the Large-class mission in ESA's Voyage 2050 plan covering the science theme "Moons of the Giant Planets"*. Tech. rep. ESA L4 Expert Committee, Mar 2024. URL: https://www.cosmos.esa.int/documents/1866264/1866292/ESA_L4_Expert_Committee_report_Voyage_2050_Moons_of_the_Giant_Planets.pdf.
- [9] National Aeronautics and Space Administration. *Enceladus*. Nov 2024. URL: <https://science.nasa.gov/saturn/moons/enceladus/>. Ultimo accesso : 11 novembre 2025.
- [10] European Space Agency. , *Saturn's moon Enceladus top target for ESA*. Mar 2024. URL: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Saturn_s_moon_Enceladus_top_target_for_ESA. Ultimo accesso : 17 novembre 2025.
- [11] Martins, Z., Bunce, E. J., Grasset, O., Hamp, R., Jones, G., Le Gall, A., Lucchetti, A., Postberg, F., Prieto-Ballesteros, O., Roth, L., Tortora, P., & Vorburger, A. 2025, *Science Outcomes of the Report of the Expert Committee for the Large-Class Mission in Esa's Voyage 2050 Plan Covering the Science Theme "moons of the Giant Planets"*. In: Proc. VIII Iberian Congress on Planetary Sciences and Solar System Exploration. Malaga, Spain, May 2025. URL: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2025psss.confE..35M/abstract> .
- [12] J. E. White R. R. Bate D. D. Mueller. *Fundamental of Astrodynamics*, New York: Dover Publications, Inc., 1971.
- [13] M. Battipede. *Meccanica del volo spaziale*[Slide del corso]. Set 2023. Materiale didattico non pubblicato.
- [14] D. H. Curtis. *Orbital Mechanics for Engineering Students*, 4th ed. Elsevier, 2021.
- [15] National Aeronautic and Space administration. *State of the art of Small Spacecraft Technology: Communication*. Feb 2025. URL: <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/soa-communications/>. Ultimo accesso : 16 novembre 2025.
- [16] P. L. Bargellini G. Hyde. *Reference data for enginners*. Ed. by M. E. Van Valkenburg W. M. Middleton. Ninth edition. Vol. 27. Elsevier, 2002, pp. 1–43.
- [17] National Aeronautic and Space Administration. *What is the Deep space Network?* Mar 2020. URL: <https://www.nasa.gov/>

- [directorates/somd/space-communications-navigation-program/what-is-the-deep-space-network/](https://www.nasa.gov/directorates/somd/space-communications-navigation-program/what-is-the-deep-space-network/). Ultimo accesso : 16 novembre 2025.
- [18] National Aeronautic and Space Administration. *Where is the DSN located?*. Mar 2020. URL: <https://www.nasa.gov/directorates/somd/space-communications-navigation-program/what-is-the-deep-space-network/>. Ultimo accesso : 16 novembre 2025.
- [19] National Aeronautic and Space Administration. *Antennas of the Deep Space Network*. Mar 2020. URL: <https://www.nasa.gov/directorates/somd/space-communications-navigation-program/antennas-of-the-dsn/>. Ultimo accesso : 16 novembre 2025.
- [20] S. Forrest. *Genetic Algorithms*. In: ACM computer surveys 28.1 (1996), pp 78-80. doi:[10.1145/234313.234350](https://doi.org/10.1145/234313.234350).
- [21] Jet Propulsion Laboratory NASA. *Horizon System*. URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/>. Ultimo accesso 19 novembre 2025.
- [22] National Aeronautic and Space Administration. *Planetary satellites mean elements*. URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov/sats/elem/sep.html>. Ultimo accesso : 18 novembre 2025.