

Università degli Studi di Padova
Dipartimento di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



***Strategie di osservazione della missione Juice a
Ganimede: analisi e possibili variazioni***

Relatore Prof. Enrico Lorenzini
Dipartimento di Ingegneria Industriale

Correlatore Dr. Giacomo Colombatti
Correlatore Ing. Alessio Aboudan

Laureando Mattia Andreetta
Matricola N. 1209245

Anno Accademico 2021/2022

Abstract

Il presente lavoro di tesi ha l'obiettivo di analizzare un aspetto specifico della missione *JUICE* sviluppata da *ESA*, che partirà a settembre 2022 e sarà volta allo studio di Giove e delle sue lune ghiacciate. Verrà analizzata la capacità osservativa della camera montata a bordo dello *spacecraft*, *JANUS*, andando a studiare il campo di vista dello stesso durante l'osservazione di Ganimede in orbita bassa prevista per la fase conclusiva della missione, la *GCO-500*.

Il primo capitolo sarà una panoramica della missione in senso generale partendo dalle missioni passate effettuate nel sistema Gioveano, passando per gli obiettivi generali della missione e concludendosi con qualche caratteristica di Ganimede, dello *spacecraft* e una breve descrizione per ogni strumento montato a bordo di *JUICE*.

Il secondo capitolo riguarderà il percorso che affronterà la missione nella sua totalità illustrando sia la parte di viaggio interplanetario per raggiungere il sistema Gioveano partendo dalla Terra, sia la fase scientifica che riguarda lo studio di Giove e dei satelliti *medicei*, in particolare Ganimede.

Nel capitolo successivo verrà analizzata con accuratezza la camera *JANUS* illustrando le caratteristiche dell'ottica, i filtri di cui disporrà e la capacità risolutiva durante le varie fasi della missione oltre ad elencare gli obiettivi scientifici che *JANUS* assieme ad altri strumenti sarà in grado di conseguire. Nella parte conclusiva del capitolo si affronteranno le simulazioni condotte tramite *MAPPs* da *ESA* analizzandone i vari aspetti.

Nel quarto capitolo si esporranno alcuni concetti di dinamica orbitale utili ad una maggiore comprensione dell'elaborato; in particolare verranno definite le tipologie di orbite, il concetto di sfera di influenza, *gravity assist*, parametri orbitali e sistemi di riferimento inerziali e *body-fixed*.

Nella prima parte del capitolo quinto sarà presente una breve spiegazione degli *spice kernels*, ovvero i *files* utilizzati in questo elaborato per poter ottenere tutti i dati necessari a svolgere le simulazioni. La seconda parte riguarderà *Matlab (MICE)* e *GMAT*, i softwares che permetteranno di svolgere la parte computazionale/simulativa e forniranno i risultati.

L'ultimo capitolo sarà relativo all'elaborazione dei dati e all'esposizione dei risultati ottenuti, con relativi commenti, mediante l'utilizzo di grafici e tabelle. L'elaborato terminerà con una conclusione nella quale si analizzerà nel complesso il lavoro svolto, commentando ulteriormente in maniera sommaria quanto ottenuto in termini di risultati; verranno affrontate le criticità e si valuteranno possibili migliorie e/o variazioni.

Abstract

This thesis work aims to analyze a specific aspect of the *JUICE* mission developed by *ESA*, which will start in September 2022 and will focus on the study of Jupiter and its icy moons. The observational capacity of the camera mounted on board the *spacecraft*, *JANUS*, will be analyzed investigating the field of view of the same during the observation of Ganymede in low orbit foreseen for the final phase of the mission, the *GCO* – 500.

The first chapter will be an overview of the mission in a general sense, starting from the past missions carried out in the Jovian system, passing through the general objectives of the mission and concluding with some characteristics of Ganymede, of the *spacecraft* and a brief description for each instrument mounted on board of *JUICE*.

The second chapter will concern the path that will face the mission in its entirety, illustrating both the part of interplanetary journey to reach the Jovian system starting from the Earth, and the scientific phase concerning the study of Jupiter and the *medicei* satellites, in particular Ganymede.

In the next chapter, the *JANUS* camera will be carefully analyzed, illustrating the characteristics of the optics, the filters, and the resolution capacity during the various phases of the mission. The scientific objectives that *JANUS*, together with other tools, will be able to achieve will be illustrated. In the concluding part of the chapter the simulations conducted through *MAPPs*, by *ESA*, will be addressed, analyzing their various aspects.

In the fourth chapter some concepts of orbital mechanics will be exposed, useful for a greater understanding of the elaborate; in particular the typologies of orbits, the concept of sphere of influence, *gravity assist*, orbital parameters and *body-fixed* and inertial reference systems will be defined.

In the first part of the fifth chapter there will be a brief explanation of the *spice kernels*, the *files* used in this report to be able to obtain all the data necessary to carry out the simulations. The second part will concern *Matlab* (*MICE*) and *GMAT*, the softwares that will allow to carry out the computational/simulation part and will provide the results.

The last chapter will relate to the processing of data and the presentation of the results obtained, with related comments, through the use of graphs and tables. The paper will end with a conclusion in which the work carried out will be analyzed in its entirety, further commenting in a summary manner what has been achieved in terms of results; critical issues will be addressed and possible improvements and/or changes will be evaluated.

Indice

Introduzione	i
1 JUICE	1
1.1 Storia dell'osservazione di Giove	1
1.1.1 Missioni passate	2
1.1.2 Da Galileo a Juice	3
1.2 La missione JUICE	4
1.2.1 Juice e Ganimede	4
1.2.2 Ganimede	4
1.2.3 Spacecraft	7
1.2.4 Strumentazione di bordo	8
2 Design di missione	13
2.1 Trasferimento interplanetario	13
2.2 Fase scientifica	15
2.2.1 Fase orbitale a Ganimede	18
2.2.2 GCO-500	21
3 Janus e strategie osservative	23
3.1 Strategia osservativa a Ganimede	28
3.1.1 Simulazioni effettuate con MAPPS	29
3.2 Possibili variazioni	33
4 Dinamica orbitale	35
4.1 Problema dei due corpi	36
4.2 Momento angolare	39
4.3 Tipologie di orbite	40
4.3.1 Orbita circolare	40
4.3.2 Orbita ellittica	41
4.3.3 Orbita iperbolica	41
4.4 Fly-by e gravity assist	42

4.4.1	Sfera di influenza	42
4.4.2	Fly-by	43
4.4.3	Gravity assist	45
4.5	Parametri orbitali e Sistemi di riferimento	45
4.5.1	Parametri orbitali	45
4.5.2	Sistemi di riferimento	46
4.5.3	Trasformazione di coordinate	47
5	SPICE e Software utilizzati	49
5.1	SPICE	49
5.1.1	SPICE Kernel	50
5.2	MATLAB (Mice)	52
5.2.1	Mice API	52
5.3	GMAT	56
5.3.1	Definizione parametri	57
6	Elaborazione dati e risultati ottenuti	61
6.1	Analisi orbitale	62
6.2	Traccia a terra e filtri applicati	64
6.3	Zone di interesse criovulcanico	67
6.4	Simulazioni condotte in GMAT	73
6.5	Analisi librazione durante GCO-200	76
	Conclusione	79

Introduzione

JUICE (JUperiter ICy moon Explorer) è il nome che ESA, nel maggio 2012, ha dato alla missione che si prefigge l'obiettivo di essere una delle più importanti all'interno del *Cosmic Vision Program*, in quanto avrà come obiettivo quello di studiare approfonditamente il sistema Gioviniano nella sua totalità soffermandosi in particolare su *Ganymede*, il satellite del sistema che viene maggiormente considerato al pari di un corpo planetario e come potenziale habitat per la vita.

Le due domande principali a cui vuole dare risposta il *Cosmic Vision Program* sono 'Quali sono le condizioni per la formazione planetaria e l'emergere della vita?', 'Come funziona il sistema solare?'. Juice sarà una pietra miliare per cercare di riuscire a rispondere in modo più preciso a queste due tematiche che saranno alla base della ricerca scientifica in campo spaziale negli anni a venire. Le prime missioni volte a studiare il sistema gioviano sono state, in ordine cronologico, Pioneer 10-11, Voyager 1-2 e Ulysses.

Queste prime missioni hanno svolto solamente dei *flybys* di Giove mentre la prima missione a condurre una vera e propria esplorazione orbitale dettagliata è stata Galileo nel 1995.

Juice partirà secondo *nominal launch date* a Settembre 2022, con possibilità di ripianificare il lancio nel 2023 o 2024 qualora non ci fossero le condizioni per rispettare il *baseline scenario* ed il payload sarà dotato di 10 strumenti di bordo per rispettare tutti i requisiti scientifici.

Questo elaborato si focalizzerà sulla parte finale della missione, quella in cui la sonda si troverà in orbita bassa attorno a Ganymede ed in particolare sulla capacità dell'*imaging system* JANUS di osservare le zone di interesse criovulcanico. Verrà inoltre simulata una variazione sull'orbita prevista.

Per realizzare questo elaborato ed ottenere i risultati presentati sono stati utilizzati l'ambiente di calcolo *Matlab*, il mission analysis system *GMAT* sviluppato dalla Nasa e gli *Spice kernel* forniti da *Esa* per la missione *Juice*.

Capitolo 1

JUICE

1.1 Storia dell'osservazione di Giove

Giove è il più grande pianeta del nostro sistema solare e la sua esplorazione ha sempre affascinato gli astronomi fin dall'antichità. Risalgono infatti all'epoca assiro-babilonese le prime osservazioni per quanto riguarda i pianeti visibili ad occhio nudo come Mercurio, Venere, Marte, Saturno e Giove.

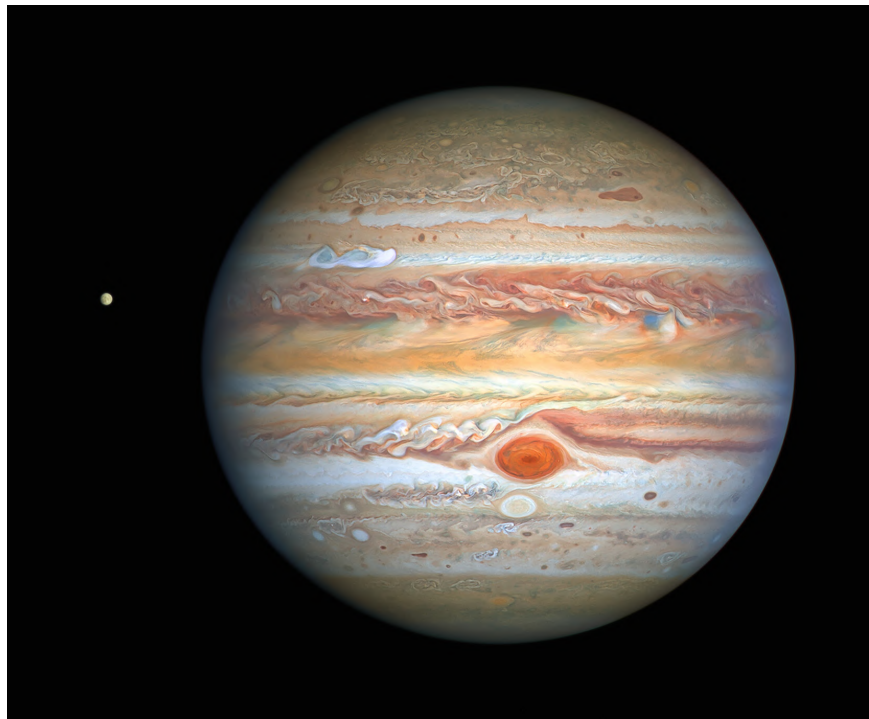


Figura 1.1: Giove ed Europa (sulla sinistra), immagine catturata dal telescopio spaziale Hubble il 25 agosto 2020. A. Simon (Goddard Space Flight Center), M.H. Wong (University of California, Berkeley), and the OPAL team, 2020

Ci si è limitati ad osservare e pensare a Giove come pianeta unico fino all'avvento di Galileo Galilei che nel 1610 osservò per la prima volta i 4 satelliti medicei: Io, Europa, Ganimede e Callisto.

1.1.1 Missioni passate

Come menzionato nell'introduzione, Juice è la prima missione che ha come obiettivo primario quello di studiare il sistema Giove nella sua interezza focalizzandosi sia sul pianeta che sulle sue lune, ma in passato ci sono state varie missioni che hanno fatto dei *flybys* più o meno ravvicinati, di seguito elencate:

- Pioneer 10, il 3 dicembre 1973 arrivò ad una distanza di circa 130.000 *km*.
- Pioneer 11, il giorno successivo (4 dicembre 1973) raggiunse i 34.000 *km*.
- Le sonde Voyager 1 e Voyager 2 effettuarono dei *flybys* a 349.000 *km* e 570.000 *km* rispettivamente il 5 marzo e il 9 luglio 1979.
- Ulysses sorvolò Giove ad una distanza di ~ 409.000 *km* l'8 febbraio del 1992.

Particolare menzione meritano le più recenti missioni Galileo e Juno.

Galileo è entrato in orbita gioviana il 7 dicembre 1995 e vi è rimasto per 7 anni concludendo il proprio viaggio precipitandosi contro l'atmosfera del pianeta.

Juno, lanciato ad agosto 2011, ha sorvolato le zone polari facendo importanti scoperte ed è tuttora operativo.

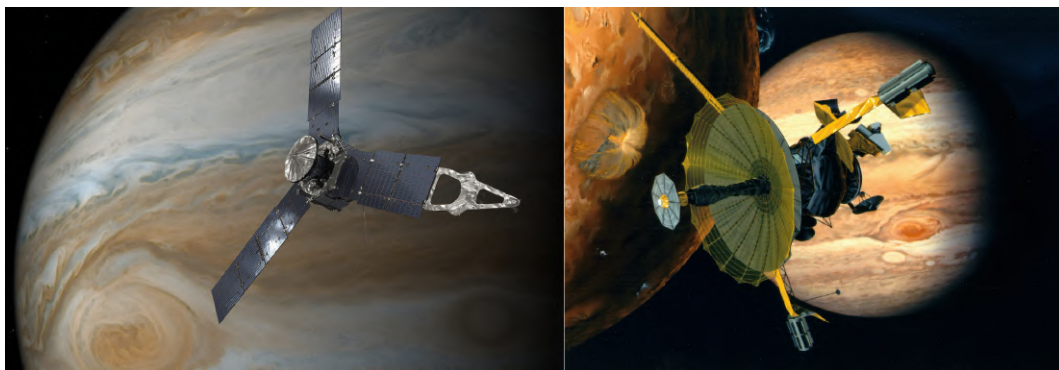


Figura 1.2: Rappresentazione artistica di Juno (sinistra) e Galileo (destra).
NASA/JPL-Caltech, 2016 NASA, 1996

1.1.2 Da Galileo a Juice

La missione Galileo ha portato una serie di nuove scoperte riguardanti i satelliti *galileiani*, in particolare rivelando la presenza di acqua in forma liquida sotto la crosta ghiacciata di Europa, Ganimede e Callisto. Altre scoperte di particolare rilevanza sono state quelle riguardanti la presenza di un nucleo attivo sia in Europa che in Ganimede, che presenta anche un proprio campo magnetico interno. Juice avrà l'obiettivo di continuare il processo di scoperta iniziato dalle precedenti missioni focalizzandosi sullo studio dei processi fisici e chimici che hanno guidato la formazione del sistema Gioviano, cercando di caratterizzare e studiare maggiormente i processi che possono portare alla formazione della vita in corpi orbitanti attorno a giganti gassosi, che è il *mission theme*.

Nonostante non siano ancora perfettamente chiari i processi che hanno portato alla formazione della vita, si può assumere che essa necessiti di composti organici, oligoelementi, acqua, risorse di energia e un ambiente relativamente stabile nel tempo. Una delle domande a cui Juice vuole provare a dare una risposta è se queste condizioni esistono nel nostro sistema solare al di fuori del nostro pianeta. La strumentazione a bordo di Juice permetterà di caratterizzare maggiormente l'atmosfera di Giove a livello di struttura, composizione e processi dinamici interni, senza tralasciare lo studio della magnetosfera e della sua interazione con le lune.



Figura 1.3: Juice spacecraft. ESA, [2017a](#)

1.2 La missione JUICE

1.2.1 Juice e Ganimede

Ganimede ha le caratteristiche ottimali per essere oggetto di un'osservazione dettagliata all'interno della missione in quanto fornisce un laboratorio naturale per l'analisi della natura, dell'evoluzione e della potenziale abitabilità di un generico 'mondo ghiacciato'.

Gli obiettivi della missione Juice relativi alla parte conclusiva della missione, quella riguardante Ganimede, possono essere identificati ed elencati come segue.

- caratterizzazione degli strati oceanici e individuazione di presunti giacimenti idrici sotterranei;
- cartografia topografica, geologica e compositiva della superficie;
- studio delle proprietà fisiche delle crosta ghiacciata;
- caratterizzazione della distribuzione delle masse interne, dinamica ed evoluzione del nucleo;
- studio dell'esosfera;
- studio del campo magnetico proprio di Ganimede e le sue interazioni con la magnetosfera di Giove;

1.2.2 Ganimede

Ganimede è un oggetto di categoria II nel *COSPAR Planetary Protection Policy* (O. Grasset, E.J. Bunce, A. Coustenis, M.K. Dougherty, C. Erd, H. Hussmann, R. Jaumann, and O. Prieto-Ballesteros, 2013), ovvero un corpo per il quale è presente un forte interesse per quanto riguarda l'evoluzione chimica e l'origine della vita ed è considerato altamente improbabile che l'eventuale contaminazione portata da una sonda possa compromettere future missioni aventi come obiettivo principale lo studio della medesima luna. E' il maggiore satellite di Giove e dell'intero sistema solare ed è leggermente superiore come dimensione a Mercurio; sarebbe considerato un pianeta nano per le dimensioni che ha, se non orbitasse attorno a Giove.

Le sue caratteristiche principali, da cui derivano i motivi che hanno spinto *ESA* a realizzare la missione *Juice* sono i seguenti:

- Unico satellite naturale nel sistema solare con una magnetosfera interna, che si presume essere generata da un nucleo composto da ferro e nickel.
- Si presume che abbia un oceano sotto la superficie.
- La superficie di Ganimede si può dividere in 2 macrocategorie: regioni giovani (chiare) e regioni più 'anziane' (scure).
- Si è probabilmente formata nel corso del tempo dall'aggregazione di lune più piccole.
- Il telescopio spaziale Hubble sembra confermare la presenza di una piccola atmosfera contenente ossigeno, probabilmente generato dalla scissione dell'acqua presente in superficie causata dalla radiazione solare.



Figura 1.4: Fotografia di Ganimede scattata dalla missione *Juno* durante un *flyby* il 7 giugno 2021. NASA/JPL-Caltech/SwRI/MSSS, [2021](#)

Di seguito vengono riportati alcuni parametri fisici ed orbitali (rispetto a Giove). Nasa, [2022](#)

- Diametro medio: 5262.4 *km*
- Volume: $\sim 7.6 \times 10^{10} \text{ km}^3$
- Superficie: $\sim 8.7 \times 10^7 \text{ km}^2$
- Massa: $\sim 1.48 \times 10^{23} \text{ kg}$
- Accelerazione di gravità superficiale: 1.43 m/s^2
- Temperatura alla superficie: 109 K
- Semiasse maggiore: 1.070.400 *km*
- Periodo di rotazione (sincrona): 7.16 giorni
- Inclinazione:
 - 0.2° (rispetto all'equatore di Giove)
 - 2.214° (Rispetto all'eclittica)

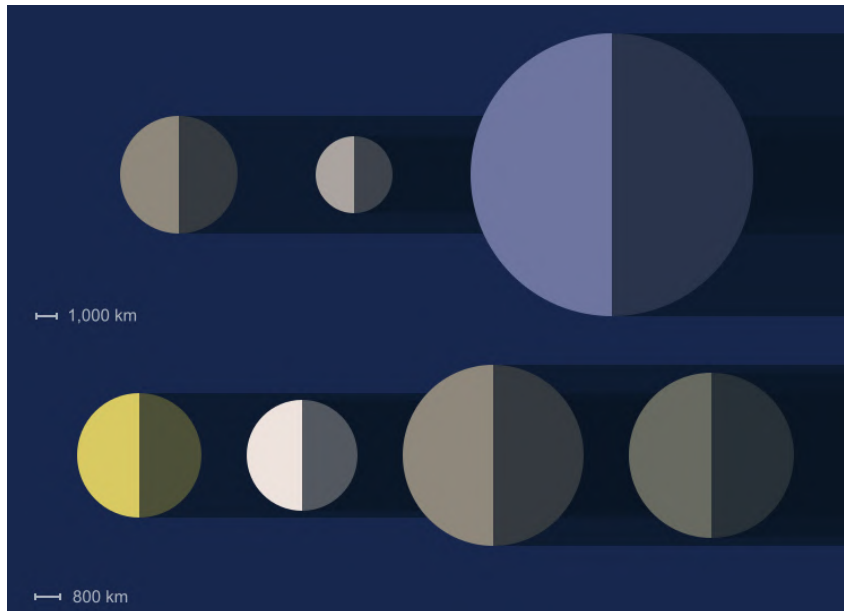


Figura 1.5: Rappresentazioni in scala, da sinistra verso destra.

Ganimede, Luna, Terra (in alto)

Io, Europa, Ganimede, Callisto (in basso)

1.2.3 Spacecraft

Juice è uno spacecraft stabilizzato a 3 assi dotato di 10 strumenti allo stato dell'arte. La potenza necessaria sarà fornita da pannelli solari dotati di batterie agli ioni di litio aventi una superficie totale di 85 m^2 e capaci di fornire fino a 820 W in orbita gioviana (condizione di fine vita) ESA, 2017b. La superficie è suddivisa tra le due ali, ciascuna con 5 pannelli, protetta tramite uno strato protettivo spesso $150 \text{ }\mu\text{m}$ dall'ambiente ad alte radiazioni a cui sarà esposto. Le celle fotovoltaiche di cui sono composti sono celle a tripla giunzione *GaAs* modificate rispetto ad alcune utilizzate nelle telecomunicazioni ed adattate al tipo di ambiente in cui dovranno operare. Juice è stato disegnato per sopportare l'ostico ambiente Gioviano (saranno installati materiali protettivi per schermare lo *spacecraft* per una massa superiore a 200 Kg), dominato da elettroni ad alta energia all'interno della sua magnetosfera; il 50% della dose complessiva di radiazioni verrà assorbita durante la fase relativa a Ganimede. Per le comunicazioni con la Terra verrà utilizzata la rete di *Ground Station* di ESA, *ESTRACK*. L'hardware impiegato sarà una *HGA* in grado di trasferire almeno 1.4 Gbits di dati scientifici ogni giorno.



Figura 1.6: Ground stations appartenenti a ESTRACK. ESA, 2015

Le due manovre orbitali più importanti saranno senza dubbio *JOI* (*Jupiter orbit insertion*) e *GOI* (*Ganymede orbit insertion*) e il sistema propulsivo con cui sarà equipaggiato lo spacecraft sarà dotato di un motore bi-propellente più

10 *thrusters* per essere in grado di modulare al meglio intensità e direzione della spinta necessaria a svolgere le manovre.



Figura 1.7: Rappresentazione di Juice in orbita attorno a Ganimede. ESA, [2016](#)

1.2.4 Strumentazione di bordo

Il *payload* è in grado di compiere tutte le misurazioni previste dai requisiti di missione ovvero gli obiettivi scientifici che spaziano dalle rilevazioni inerenti alla composizione dell'atmosfera di Giove, alle misurazioni *in situ* fino all'osservazione delle superfici e della composizione interna di Ganimede, Europa e Callisto.

Vengono di seguito elencati gli strumenti, suddivisi per categorie. ESA, [2013](#)

Remote sensing

- JANUS: acronimo di *Jovis, Amorum ac Natorum Undique Scrutator*, è una camera ottica ad alta risoluzione che è stata ottimizzata per monitorare con precisione l'atmosfera di Giove e per studiare la morfologia delle sue lune. Sarà dotato di 13 filtri ed avrà un campo di vista pari a $1.72^\circ \times 1.29^\circ$, 2000×1504 pixels, pari ad una risoluzione spaziale di 2.4 m in orbita attorno a Ganimede e di 10 km attorno a Giove.

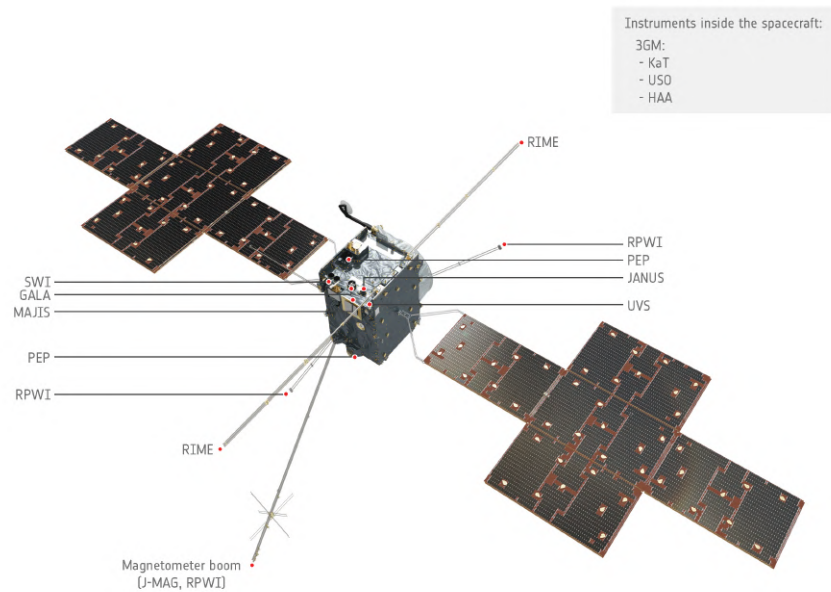


Figura 1.8: Rappresentazione di Juice con indicazione degli strumenti di bordo.
ESA/ATG medialab, 2019

Spectral imaging

- MAJIS: acronimo di *Moons and Jupiter Imaging Spectrometer*, è uno spettrometro che verrà impiegato per studiare la composizione delle nubi che costituiscono la troposfera di Giove e per identificare il ghiaccio ed i minerali presenti sulle lune. Sarà in grado di coprire il range dall'infrarosso al visibile ($0.4 - 5.7 \mu m$) con una risoluzione spettrale di $3-7 nm$. La risoluzione spaziale oscillerà dai $25 m$ a Ganimede fino ai $100 km$ a Giove.
- UVS: acronimo di *UV imaging Spectrograph*, sarà utilizzato per lo studio dell'alta atmosfera (in particolare delle esosfere) dei satelliti galileiani e delle aurore gioviane. Coprirà lunghezze d'onda nel range di $55-210 nm$ con una risoluzione spettrale inferiore a $0.6 nm$. La risoluzione spaziale andrà da $0.5 km$ a Ganimede fino a $250 km$ a Giove.
- SWI: acronimo di *Sub-millimeter Wave Instrument*, è uno strumento ad onde sub-millimetriche che sarà utilizzato per lo studio della struttura di troposfera e stratosfera di Giove quantificando parametri come tempera-

tura, composizione e dinamicità. Sarà dotato di un'antenna da 29 *cm* e lavorerà in due range spettrali; 1080-1275 *GHz* e 530-601 *GHz*.

Geophysical

- GALA: acronimo di *Ganymede Laser Altimeter*, servirà per studiare la morfologia e la topografia delle lune e nello specifico la deformazione mareale di Ganimede.
- RIME: acronimo di *Radar for Icy Moons Exploration*, è un radar che verrà impiegato per analizzare il sottosuolo dei satelliti medicei ghiacciati con una risoluzione verticale di 50 *m*, arrivando fino ad una profondità di 9 *km*. Disporrà di un'antenna lunga 16 *m* e lavorerà su una frequenza centrale di 9 *MHz*.
- 3GM: nome in codice di *Gravity And Geophysics of Jupiter and Galilean Moons* comprenderà un transponder e un oscillatore ultrastabile. Verrà utilizzato per studiare il campo gravitazionale fino alla 10ima armonica di Giove, gli oceani e la struttura delle atmosfere neutre e ionosfere sia delle lune che di Giove stesso.

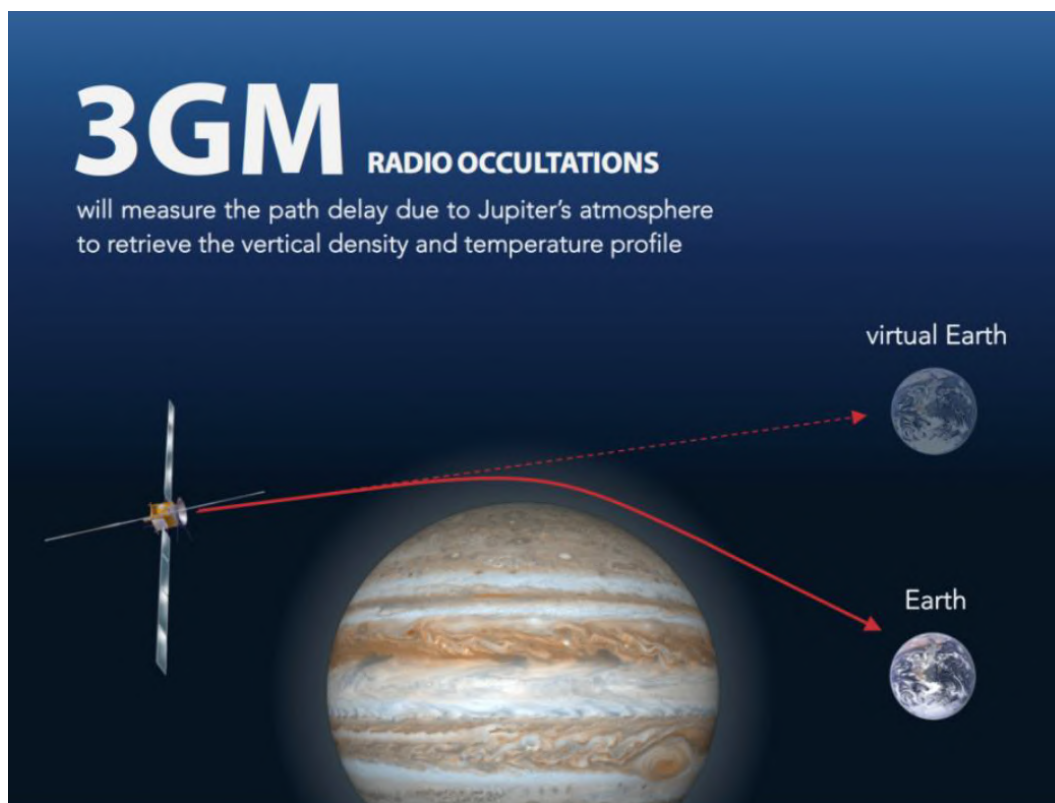


Figura 1.9: Esempio di utilizzo di 3GM per misurare profilo di densità e temperatura dell'atmosfera di Giove. ESA/SRE, 2014

In situ

- PEP: acronimo di *Particle Environment Package*, verrà utilizzato per studiare il plasma presente all'interno del sistema gioviano. Sarà capace di misurare densità e flusso di cationi, anioni, elettroni e plasma termico ed atomi neutri aventi un'energia compresa tra 1 meV e 1 MeV .
- J-MAG: nome in codice di *A magnetometer for JUICE*, è un magnetometro dotato di sensori *fluxgate* disposti su un braccio, che verrà utilizzato per caratterizzare il campo magnetico proprio di Ganimede, di Giove e l'interazione che sussiste tra essi. Un altro obiettivo sarà quello di studiare gli oceani presenti sotto le croste ghiacciate delle lune.
- RPWI: acronimo di *Radio And Plasma Wave Investigation*, sarà uno strumento in grado di emettere onde radio al plasma allo scopo di studiare l'ambiente al plasma di Giove e le sue emissioni radio. Si baserà su quattro esperimenti (*GANDALF*, *MIME*, *FRODO* e *JENRAGE*) ed utilizzerà vari sensori per misurare il campo elettrico in *DC* fino a 1.6 MHz , oltre ad antenne per la misurazione di campi sia elettrici che magnetici nel range di frequenze $80\text{ KHz} - 45\text{ MHz}$.

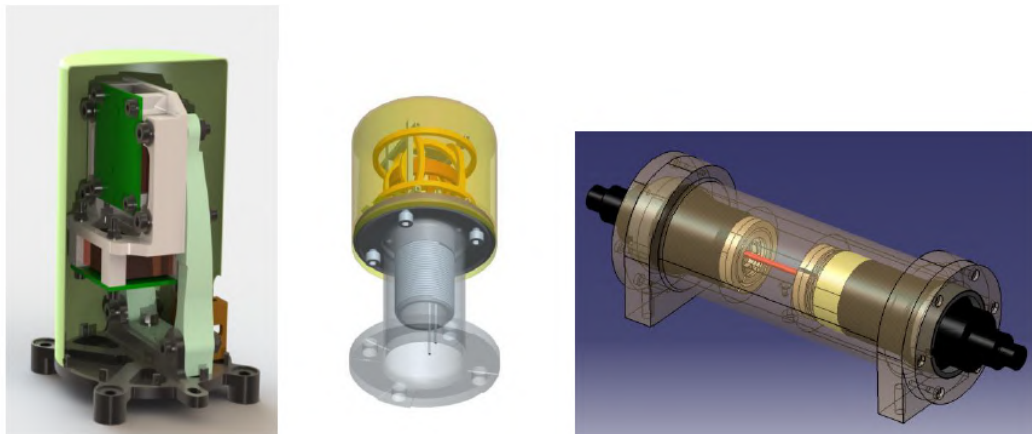


Figura 1.10: *Fluxgate* esterno sulla sinistra, *Fluxgate* interno al centro, CDSM sulla destra. ESA/SRE, 2014

Una menzione particolare merita *PRIDE* (*Planetary Radio Interferometer And Doppler Experiment*), ovvero un esperimento che utilizzerà il sistema di telecomunicazione dello *spacecraft* assieme a *VLBI* (*Very Long Baseline Interferometry*) per ottenere delle misurazioni molto precise di posizione e velocità di *Juice* in modo da ottenere modelli gravitazionali accurati sia di Giove che delle sue lune.



Figura 1.11: Generica configurazione di *PRIDE*. ESA/SRE, 2014

Capitolo 2

Design di missione

Il lanciatore che verrà utilizzato per la missione sarà *Ariane V* e verrà fatto largo uso dei *gravity assist* per raggiungere la destinazione. La finestra di lancio prevista è compresa tra il 26/08/2022 ed il 15/09/2022 (con possibile partenza anche ad agosto 2023) con il raggiungimento di Giove previsto a gennaio 2030. NASA, 2020

Una volta raggiunta l'orbita gioviana verranno utilizzati ulteriori *gravity assist* facendo numerosi *flybys* dei vari satelliti medicei portando la missione a terminare nel 2033-2034.

La missione si può suddividere in 2 principali sezioni, entrambe ottenute imponendo come driver principali:

- Minimizzazione del ΔV necessario.
- Minimizzazione delle radiazioni a cui sarà esposta la sonda quando si troverà all'interno del sistema gioviano.

2.1 Trasferimento interplanetario

La fase iniziale prevede il lancio della sonda dallo *Space Center* della *ESA* situato a Kourou, Guyana francese. Dopo aver lasciato la Terra, *Juice* si servirà di numerosi *gravity assist* per raggiungere la destinazione. Di seguito vengono riportati con indicazione della data in cui verranno effettuati e la relativa distanza dal corpo principale espresso in *km*. (Europlanet Science Congress, 2021)

- 1/09/2023, Luna, 300.
- 2/09/2023, Terra, 180.000.
- 23/08/2024, Terra, 13.400.
- 31/08/2025, Venere, 5100.
- 29/09/2026, Terra, 8600.
- 18/01/2029, Terra, 4600.

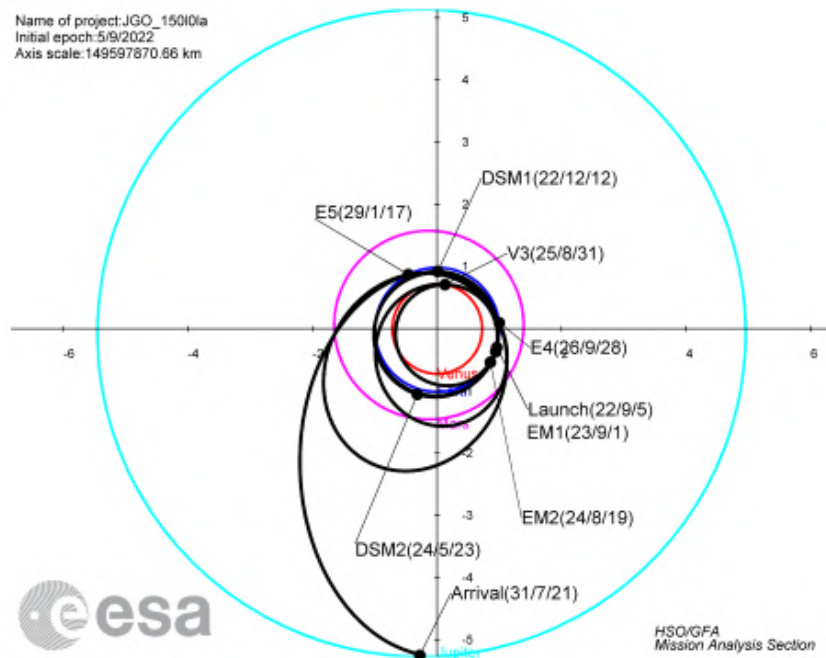


Figura 2.1: Trasferimento interplanetario con indicazione dei vari *fly-bys*, *EM* e *DSM*. (Europlanet Science Congress, 2021)

Questa fase durerà da *mission baseline scenario* quasi 9 anni, durante i quali verranno fatti numerosi test (in concomitanza con i passaggi ravvicinati ai corpi) per verificare l'effettivo funzionamento ed effettuare le necessarie calibrizioni degli strumenti a bordo, in preparazione alla *nominal science phase* che inizierà una volta entrati in orbita gioviana.

All'interno di questa fase la manovra che richiede senza dubbio la maggior attenzione è la *JOI* (*Jupiter Orbit Insertion*), in quanto una volta effettuato il lancio non è più possibile effettuare una *backup maneuver*. Tutte le altre

correzioni orbitali si serviranno dei *gravity assist* e quindi non faranno uso del carburante se non per piccoli aggiustamenti, mentre per quanto riguarda la fase scientifica all'interno della sfera di influenza di Giove ci saranno molteplici possibilità di effettuare le varie manovre previste essendo le orbite di *Io*, *Europa* e *Ganimede* in risonanza. ESA/SRE, 2014

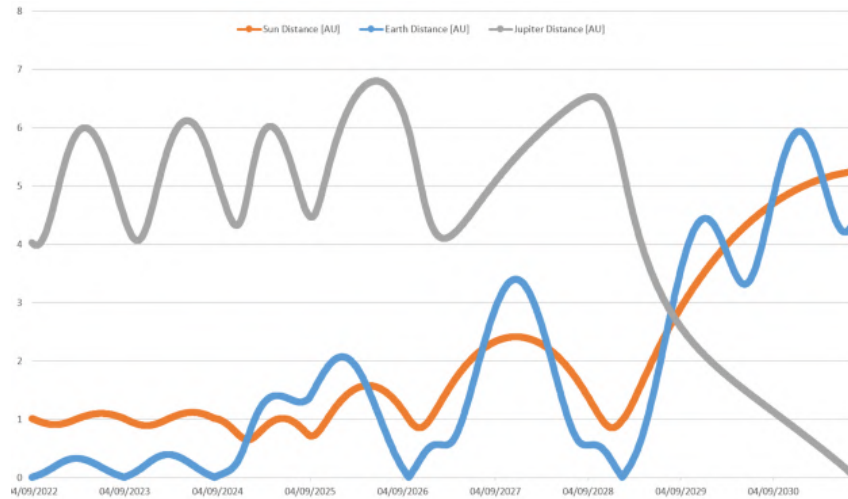


Figura 2.2: Distanza espressa in *AU* di Juice dal Sole (arancio), Terra (azzurro), Giove (grigio) durante la fase di trasferimento interplanetario. (Europlanet Science Congress, 2021)

2.2 Fase scientifica

L'ingresso nella sfera di Hill di Giove avverrà con una *infinity velocity* compresa tra 5.5 e 6 km/s . La manovra *JOI* sarà effettuata con un alto dispendio di ΔV , pari a circa 900 m/s , e sarà effettuata al perigiove per rendere possibile la 'cattura' di *Juice* da parte di Giove. Per minimizzare il carburante richiesto si effettuerà, circa 7.5 ore prima di *JOI*, un *gravity assist* a circa 400 km da Ganimede che avrà un impatto di circa 300 m/s e servirà per iniziare a decelerare *Juice* prima dell'effettiva manovra. La scelta della posizione esatta in cui applicare il ΔV è frutto di un compromesso tra i benefici che si ottengono a livello di riduzione dell'apogiove e la dose di radiazione che la sonda dovrebbe sopportare se ci si avvicinasse troppo al pianeta. L'applicazione del ΔV permette a *Juice* di essere 'catturato' da Giove passando quindi da un'orbita iperbolica (aperta) ad una ellittica (chiusa). La particolarità di quest'orbita sarà la risonanza 38:1 con Ganimede (periodo orbitale di 7.15 giorni) che comporta un periodo orbitale pari a circa 272 giorni. Al successivo apogiove verrà effettuata una manovra volta ad alzare il perigiove, in modo da avere una

Verranno quindi svolti dopo la manovra *PRM* (*Perijove Raising Manoeuvre*) altri 2 *gravity assist* a Ganimede, *G2* e *G3*; questi ultimi avranno l'obiettivo di ridurre il periodo orbitale portandolo rispettivamente a 8 e 5 volte il periodo orbitale di Ganimede oltre a modificarne (assieme a *G1*) l'inclinazione portando il piano orbitale parallelo a quello gioviano (l'inclinazione di partenza è di circa 3° - 5° rispetto all'orbita di Giove). Successivamente si effettuerà un'ulteriore *gravity assist* per posizionare Juice su un'orbita di trasferimento verso *Callisto* per iniziare la fase di esplorazione di *Europa*. Dopo un approfondito studio di quest'ultima, ci si sposterà verso il più 'anziano' tra i satelliti *medicei*, ovvero *Callisto*. Verranno effettuati una serie di 3 *flybys* che faranno variare l'inclinazione dell'orbita portandola a 22° , in modo da consentire uno studio dell'ambiente gioviano a latitudini non equatoriali. Un'ulteriore serie di 3 sorvoli riporterà l'orbita ad inclinazioni equatoriali.

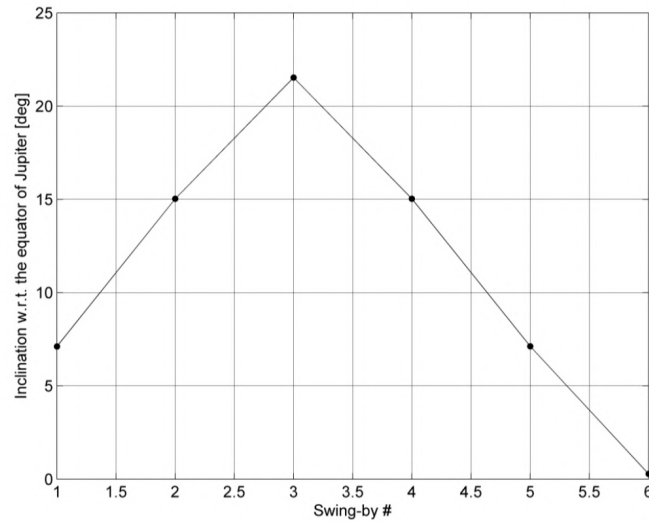


Figura 2.5: Evoluzione dell'inclinazione orbitale rispetto all'equatore di Giove (asse y) al susseguirsi dei *flybys* (asse x). ESA/SRE, 2014

Orbital period (days)	duration (days)	Inclination
16.7	16.7	7
16.7	16.7	15
14.6	117	22
16.7	16.7	15
16.7	16.7	7

Figura 2.6: Descrizione delle orbite che verranno compiute, con indicazione del periodo orbitale, dell'effettivo tempo trascorso nelle medesime orbite e dell'inclinazione delle stesse espressa in $^{\circ}$. ESA/SRE, 2014

Una volta terminata la fase riguardante Callisto, Juice si sposterà verso il cuore della missione intera, ovvero Ganimede. La velocità all'infinito con cui *Juice* arriverebbe se venisse fatto un trasferimento diretto da Callisto a Ganimede sarebbe di poco inferiore ai 4 km/s , rendendo quindi la manovra necessaria per la 'chiusura' dell'orbita molto dispendiosa (prima da iperbolica ad ellittica e poi da ellittica a circolare). Per risolvere questo problema verrà svolta una serie di *gravity assists* (Callisto-Ganimede-Callisto-Ganimede) che ridurrà di circa 2.5 km/s la velocità senza nessun dispendio di carburante. A questo punto verranno svolti ulteriori *gravity assist* sfruttando anche l'effetto del terzo corpo (Giove) in modo da ridurre di ulteriori 500 m/s il valore della *GOI* (*Ganymede Orbit Insertion*). Questo tour orbitale richiede circa 200 giorni aggiuntivi ma risulta necessario in quanto l'impatto che ha in termini di massa di carburante è tale da permettere la buona riuscita della missione in tutti i suoi aspetti. Riassumendo i ΔV necessari per i vari blocchi sono:

- $900\text{-}950 \text{ m/s}$ per *JOI* e *PRM*.
- 150 m/s dal secondo *flyby* di Ganimede a *GOI*.
- 185 m/s per *GOI*.
- 430 m/s per la fase orbitale attorno a Ganimede.

2.2.1 Fase orbitale a Ganimede

Appena dopo aver effettuato la manovra *GOI*, Juice si troverà in un'orbita ellittica con eccentricità prossima ad 1, ma l'argomento di perigeo di tale orbita sarà tale per cui Giove con il suo campo gravitazionale sarà in grado in circa 20 giorni di circularizzare l'orbita che avrà una quota finale di 5000 km . Lo *spacecraft* verrà fatto rimanere in quest'orbita (*GCO-5000*) per circa 80 giorni, con un minimo dispendio di ΔV , necessario per vincere la perturbazione di Giove. Una volta interrotte le operazioni di *orbit maintenance* l'eccentricità tornerà ad aumentare riportando il pericentro a $\sim 500 \text{ km}$ di quota. Le fasi iniziale e finale di questa sezione della missione sono ottimali per osservare Ganimede da distanze differenti. Il β angle (verrà in seguito definito) è inizialmente compreso tra 20° e 40° e tale da permettere ottime condizioni di illuminazione; variando quasi linearmente con il tempo ed essendo funzione dell'inclinazione del piano orbitale, il β angle andrà aumentando durante questa fase fino a raggiungere i 60° al termine di essa, che è il minimo valore accettabile per evitare delle eclissi significative durante la fase successiva, la *GCO - 500*.

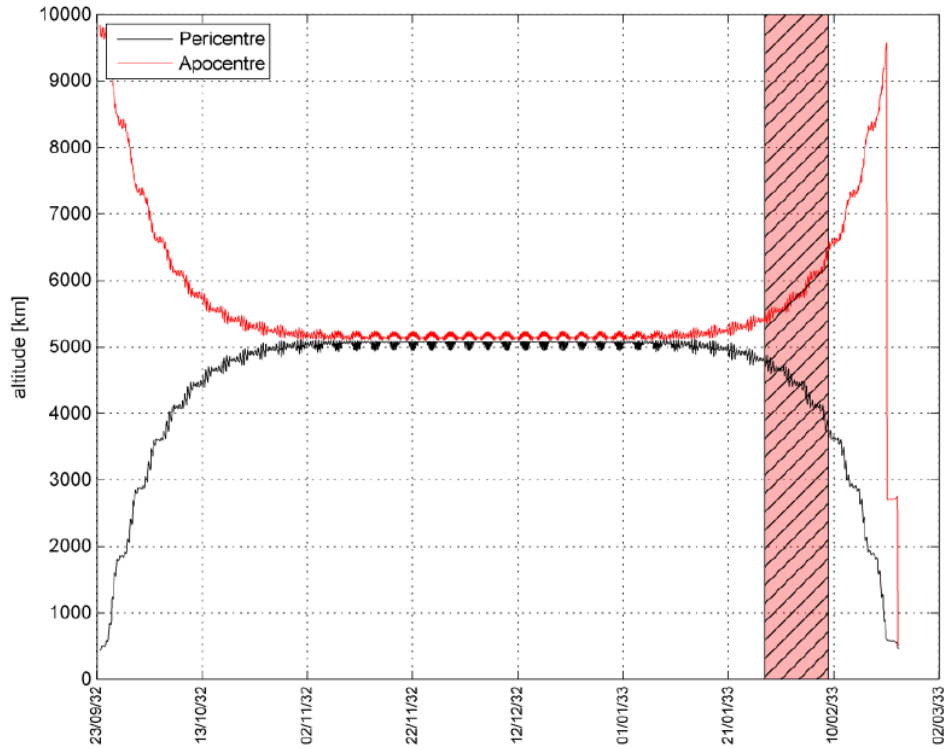


Figura 2.7: Variazione della posizione di pericentro e apocentro prima, durante e dopo la *GCO-5000* (le date riportate sono indicative e non da considerarsi come quelle effettive). La zona segnata indica una congiunzione superiore con il Sole (in cui le comunicazioni con la Terra non sono possibili). ESA/SRE, 2014

Al concludersi di questa fase sarà necessaria una manovra per circularizzare l'orbita in modo da far entrare *Juice* nell'orbita finale ovvero la GCO-500, che sarà il principale oggetto di studio di questo elaborato.

La fase della missione che riguarda Ganimede sarà caratterizzata da due particolari vincoli:

- Evitare eclissi nelle orbite ad alta inclinazione (*near polar orbit*). Questo implica che l'angolo tra la direzione del Sole e il piano orbitale, definito angolo β , debba crescere più la quota si abbassa, indicativamente sopra i 60° per orbite a 500 km di quota.
- Considerare l'influenza che le perturbazioni di Giove avranno su *Juice*, in particolare andranno ad influenzare l'eccentricità dell'orbita in base al valore dell'argomento di perigeo. E' possibile quindi sfruttare queste perturbazioni a proprio vantaggio andando a ridurre il dispendio di ΔV (come è stato spiegato in precedenza).

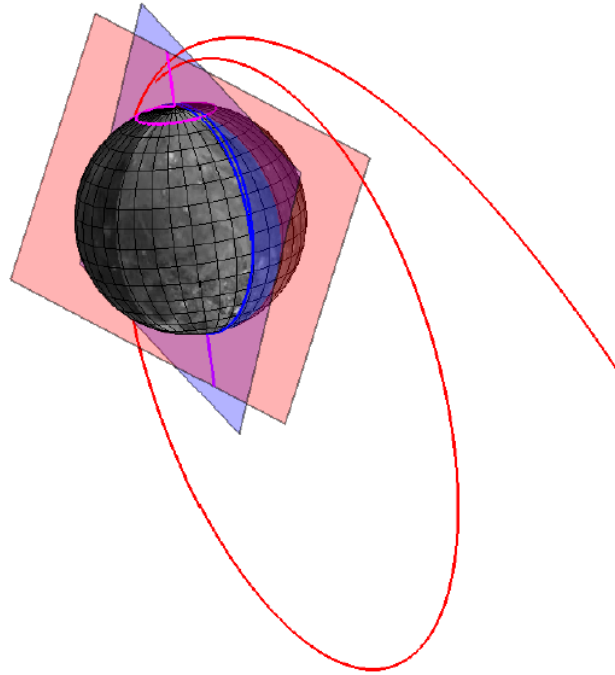


Figura 2.8: Rappresentazione del β -angle. La linea rossa rappresenta la traiettoria dello *spacecraft*, il piano blu è il piano orbitale mentre il piano rosso rappresenta il piano in cui agiscono i raggi solari. Il β -angle è l'angolo tra i due piani. ESA/SRE, 2014

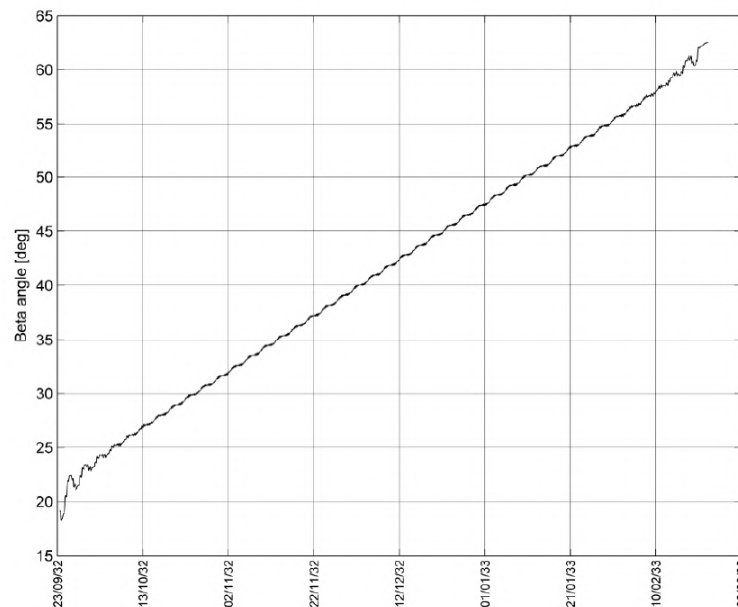


Figura 2.9: Evoluzione del β -angle durante la fase GEO-5000 (le date riportate sono indicative e non rispecchieranno l'evoluzione reale della missione). ESA/SRE, 2014

2.2.2 GCO-500

La *GCO* – 500 (*Ganymede Circular Orbit - 500 km*) è l'orbita finale in cui verrà inserito *Juice*. Il processo di *orbit maintenance* sarà molto poco dispendioso, l'inclinazione avrà piccole variazioni (sotto 1°) durante l'intera fase mentre la quota oscillerà tra 470 e 530 *km*. Al termine di essa, dopo 280 giorni complessivi passati ad osservare Ganimede, la sonda senza più nessun tipo di controllo verrà lasciata libera di entrare nell'atmosfera della luna facendola poi schiantare su di essa (sarà possibile, in base al carburante residuo, scegliere approssimativamente il luogo d'impatto), cercando di ottenere più dati scientifici possibili durante il processo.

Riepilogo fase scientifica

- Fase equatoriale a Giove e trasferimento a Callisto (1 anno)
- *Flybys* ad Europa (~ 1 mese)
- Orbita ad alta inclinazione a Giove (6 mesi)
- Fase equatoriale a Giove e trasferimento a Ganimede (9 mesi)
- Studio di Ganimede (~ 9.5 mesi)
 - Prima fase ellittica
 - *GCO-5000*
 - Seconda fase ellittica
 - *GCO-500*

Complessivamente per l'intera fase scientifica si impiegheranno approssimativamente 3 anni e 6 mesi e il ΔV totale necessario sarà pari a poco meno di 1.7 *km/s*.

Capitolo 3

Janus e strategie osservative

Janus è il *camera system* che farà parte del *payload* di Juice. Avrà lo scopo di condurre un'analisi approfondita di Giove e delle tre lune ghiacciate acquisendo immagini pancromatiche degli obiettivi. Il compito principale che dovrà assolvere sarà quello di fornire delle mappe colorate georeferenziate e *DTMs* (*Digital Terrain Models*) dei satelliti medicei. Il vincolo maggiore che si avrà per quanto riguarda la qualità delle immagini ottenute riguarderà il *data volume available*, ovvero la quantità di dati che sarà possibile inviare a Terra. Il lavoro di *imaging* di *Janus* sarà fondamentale per ottenere la miglior qualità di dati possibile anche dagli altri strumenti presenti a bordo.

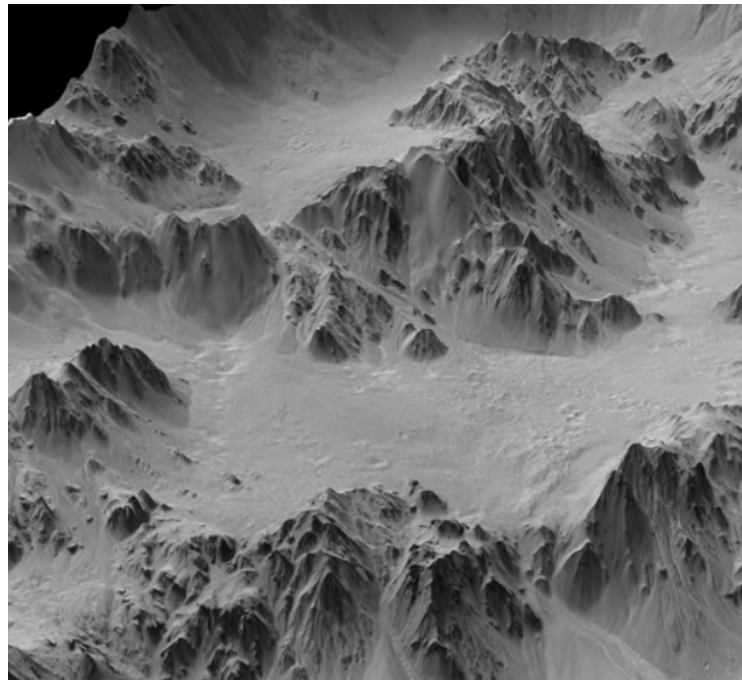


Figura 3.1: Rendering 3D di un *Digital Terrain Model* del cratere *Mojave* a Marte. NASA/JPL-Caltech/University of Arizona, [2010](#)

Janus permetterà una flessibilità tale da ottimizzare i parametri di acquisizione legati alle molteplici esigenze di osservazione e condizioni che verranno affrontate durante la missione. Sarà consentito regolare la risoluzione attraverso il processo di *binning*, il campo di vista (*FOV*) attraverso il *windowing*, il livello dei segnali e il *SNR* (che sarà nella maggior parte delle osservazioni superiore a 100) attraverso il tempo di integrazione mentre il settaggio dei parametri per la calibrazione degli strumenti avverrà attraverso la calibrazione *in-flight* e il *pre-processing*. Per come è stata disegnata la missione e per le caratteristiche di Janus, sarà possibile ottenere inizialmente una copertura globale di Ganimede a risoluzione medio-bassa, per poi andare ad ottenere delle immagini ad alta risoluzione delle zone di maggior interesse.

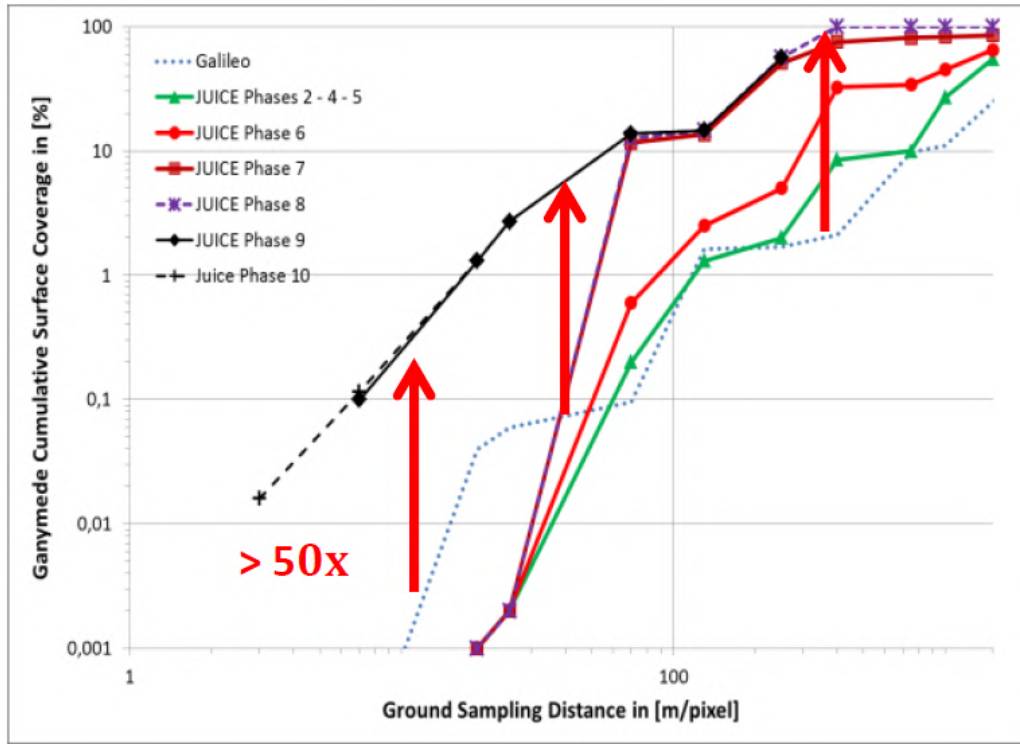


Figura 3.2: Il grafico presenta sull'asse x la risoluzione espressa in $m/pixel$, sull'asse y la % di superficie coperta. Le varie curve (una per ogni fase della missione) esprimono quindi la relazione tra le due grandezze. Viene evidenziato il miglioramento tra le immagini che sarà in grado di ottenere Juice rispetto a quelle acquisiti dalla precedente missione Galileo. [2014](#)

Janus é stato settato per operare nell'intervallo di lunghezza d'onda che va dal visibile al vicino infrarosso ed è dotato di 13 filtri che verranno via via utilizzati in base all'oggetto dell'osservazione e alla tipologia di visualizzazione che si vorrà ottenere.

Si riportano in Figura 3.3 alcune caratteristiche primarie dell'ottica di cui disporrà.

Specification	Value
Entrance pupil diameter	100 mm
Effective focal length	467 mm
F/#	4.67
Field of View	1.72 x 1.29 degree ²
Detector format	2000 x 1504
Pixel size	7 μm
Pixel scale	15 $\mu\text{rad/pixel}$
Spectral range	350 – 1050 nm

Figura 3.3: 2014

Si riportano i filtri di cui sarà dotato *Janus* con indicazione di nome, λ e banda passante espresse in $[nm]$.

Nome	λ	larghezza di banda
FPAN	650	500
FBLUE	450	60
FGREEN	530	60
FRED	656	60
CMT medium	750	20
Na	590	10
MT strong	889	20
CMT strong	940	20
MT medium	727	10
Violet	410	80
NIR 1	910	80
NIR 2	1000	150
Ha	656	10

Per quanto riguarda l'orbita di interesse per lo scopo di questo elaborato, la *GCO-500*, *Janus* otterrà immagini pancromatiche ad alta risoluzione spaziale di aree specifiche di interesse. In quella situazione verranno fortemente testate le capacità di JANUS in quanto le condizioni in cui le immagini dovranno essere acquisite saranno di altissima velocità e in condizioni di illuminazione non ottimali (essendo il β -angle $> 60^\circ$).

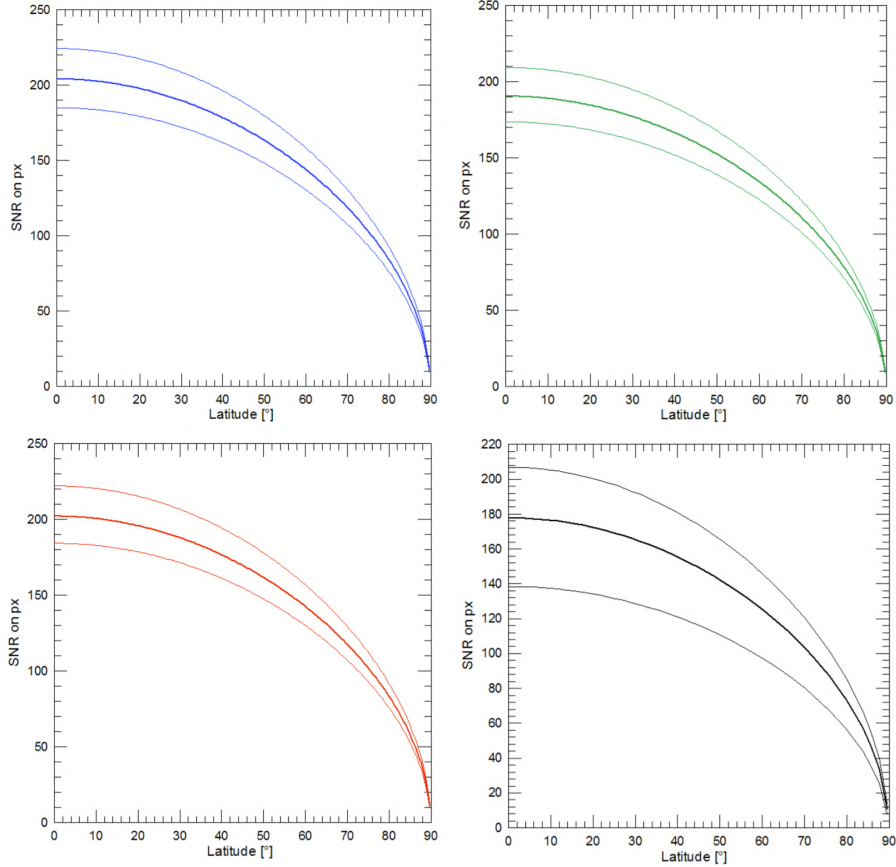


Figura 3.4: In basso a destra vengono riportati i SNR stimati per immagini monocromatiche ottenute con un tempo di integrazione di 2.5 ms ed una risoluzione di 15 m/pixel , durante *GCO-500*. Le linee sottili sono relative ad inizio (β -angle $\sim 62.5^\circ$) e fine missione (β -angle $\sim 78^\circ$) mentre la linea più spessa alla fase centrale (β -angle $\sim 70^\circ$). In alto a sinistra, in alto a destra e in basso a sinistra si trovano le curve relative al filtro RGB, ottenute durante *GCO-5000*. [2014](#)

Si riportano gli scenari di osservazione, raggruppati per categorie, che Janus assieme ad altri strumenti (elencati in seguito ad ogni scenario) dovrà affrontare per rispettare i requisiti scientifici di Juice.

- Satellite stellar and solar occultation: studio della densità e composizione di atmosfera ed esosfera di satelliti medicei con un'alta risoluzione verticale.

MAJIS, SWI, UVS

- Satellite aurora, exosphere and airglow: immagini spettroscopiche per lo studio della composizione e struttura dell'atmosfera.

MAJIS, PEP, SWI, UVS

- Satellite surface imaging and spectroscopy: mappatura/scansionamento delle superfici per uno studio geologico e immagini stereografiche dei target selezionati.

MAJIS, PEP, SWI, UVS

- Satellite altimetry and topography: mappatura topografica di superfici durante i sorvoli accoppiata con lo *stereo imaging* per la comprensione dei processi geologici, la deformazione mareale delle croste ghiacciate e l'albedo di superficie.

GALA

- Remote observation of satellites, rings and tori: osservazione degli anelli e dei satelliti minori di Giove. Visione dei tori, analisi dell'attività vulcanica di Io e dei pennacchi di Europa.

MAJIS, PEP, RPWI, SWI, UVS

- Jupiter auroral studies: *remote sensing* delle aurore di Giove, in relazione con la magnetosfera.

J-MAG, MAJIS, PEP, RPWI, SWI, UVS

- Jupiter global imaging and spectroscopy: immagini spettrali a varie lunghezze d'onda per studiare l'atmosfera di Giove nella sua complessità.

MAJIS, SWI, UVS

- Jupiter regional imaging: immagini spettrali che si concentreranno su fenomeni regionali e non globali.

MAJIS, SWI, UVS

- Jupiter limb observations: osservazione dell'orizzonte di Giove, alla ricerca di sostanze chimiche e dei flussi nell'alta atmosfera.

MAJIS, SWI, UVS

- Jupiter stellar/solar occultations: ottenere un profilo ad alta risoluzione dell'alta atmosfera di Giove in termini di densità e composizione.

MAJIS, UVS

- Satellite ephemerides: misure precise dello spostamento laterale di Juice, con l'obiettivo di migliorare le effemeridi di tutto il sistema gioviano.

PRIDE, 3GM

3.1 Strategia osservativa a Ganimede

L'intera fase orbitale attorno a Ganimede sarà pressochè priva di eclissi, se non si considerano le piccole interruzioni presenti durante la fase iniziale che saranno perfettamente gestite dall'ottimo sistema di potenza dello *spacecraft*. È possibile scomporre in varie sezioni il tour complessivo in cui saranno suddivise le priorità scientifiche.

La prime due fasi, *GEO-5000* e *GCO-5000*, avranno un periodo orbitale di circa 12 ore, saranno ad alta inclinazione e avranno un β -angle che permetterà di acquisire immagini con un'ottima illuminazione. Queste condizioni saranno ottimali per un'osservazione della luna a livello globale e per studiare con le immagini spettrometriche la geologia e la composizione della superficie. Le immagini acquisite durante queste fasi avranno una risoluzione spaziale di circa 400 *m/pixel* e permetteranno una copertura globale.

Durante la fase *GCO-500* lo *spacecraft*, a causa di un β -angle maggiore, non affronterà dei periodi di eclissi e la priorità verrà data agli obiettivi di missione che richiedono una minore quota, come l'osservazione ad altissima risoluzione di aree di interesse selezionate (<10 *m/pixel*).

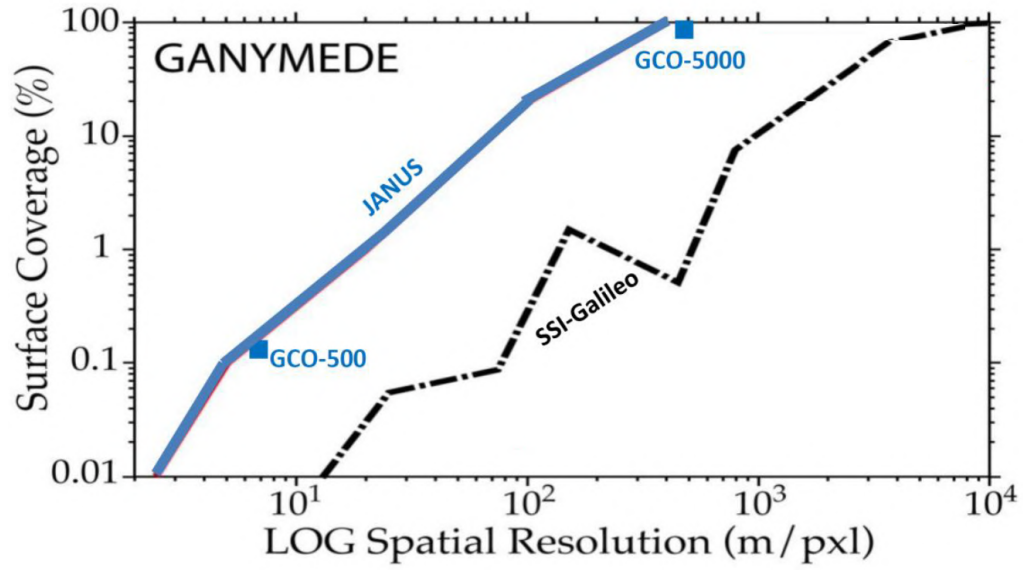


Figura 3.5: Risoluzione spaziale in funzione della % di superficie coperta da Janus durante le orbite *GCO-500* e *GCO-5000*, confrontata con la *SSI-camera* con cui era equipaggiata la missione Galileo. ESA/SRE, 2014

All'interno della missione *Juice*, la fase *GCO-500* è quella con la maggior richiesta in termini di potenza e *downlink* dei dati. La fase durerà ~ 4.5 mesi completando un totale di poco più di 1000 orbite. Le *ROI* (*Regions of interest*) potranno essere osservate da vicino ottenendo immagini con un'ottima risoluzione ed in particolare le regioni di interesse *criovulcanico* saranno oggetto dello studio di questa tesi. Le osservazioni condotte da *Janus* riguarderanno una frazione del tempo trascorso in *GCO-500*. Verranno acquisite circa 2500 immagini pancromatiche coprendo circa l'1 della superficie a piena risoluzione (7.5 m/pixel). La copertura esatta dipenderà dalla risoluzione scelta, che può spaziare da 30 fino a 7.5 m/pixel . Alcune zone potranno essere selezionate per un'osservazione ancora più accurata qualora il carburante rimasto alla fine della missione rendesse possibile un prolungamento della stessa, con possibile individuazione di futuri siti di atterraggio.

3.1.1 Simulazioni effettuate con MAPPS

Sono state condotte delle simulazioni usando il *tool* proprietario di ESA, *MAPPS* (*Mapping and Planning Payload Science*), in cui sono stati considerati tutti i parametri cruciali quali:

- potenza richiesta (non oltre 167.5 W di potenza istantanea).
- volume di dati in *downlink* (non oltre 1.4 Gbits/giorno).

- β -angle (condizioni di illuminazione).
- esposizione alle radiazioni di Giove.
- operazioni simultanee di altri strumenti.
- Suddivisione del volume dati come segue:
 - 50% *remote sensing*
 - 25% misurazione di plasma e campi *in situ*
 - 25 % *active sounding*
- Necessità di *RIME* di operare in 6 periodi della durata di 3 giorni ciascuno nella semisfera di Ganimede non esposta a Giove (per evitare le radiazioni).

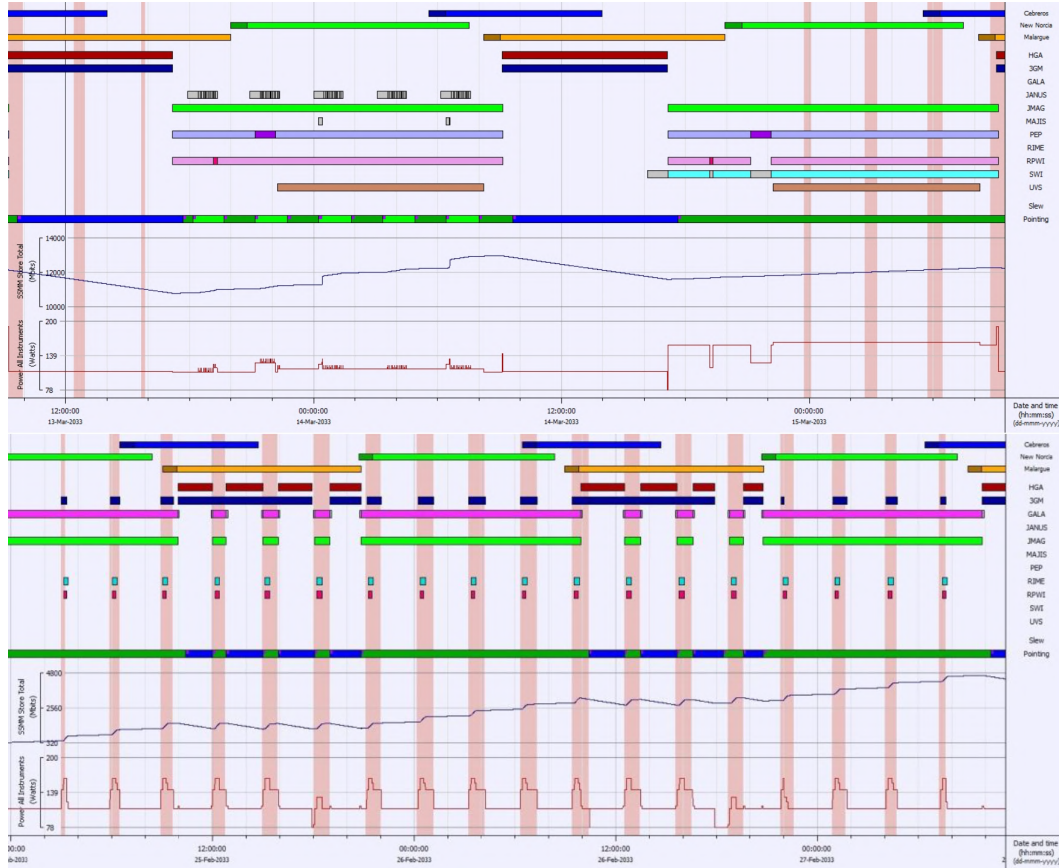


Figura 3.6: ESA/SRE, 2014

In Figura 3.6 si può osservare una simulazione condotta da MAPPS (data e ora riportate in basso sono indicative e non rappresentano con precisione la casistica reale) in cui ci si focalizza su:

- in alto: orbite destinate a *remote sensing* e osservazioni *in situ*.
- in basso: orbite destinate alla geofisica.

In questo caso si suppone di utilizzare le *Ground Station* appartenenti a *ESTRACK* dotate di una *Deep Space Antenna* di 35 m di diametro, ottimali per le comunicazioni nello spazio profondo, collocate a: New Norcia (Australia), Cebreros (Spagna) e Malargüe (Argentina).

Sempre in Figura 3.6, dall'alto verso il basso, si evidenziano:

- Visibilità delle *Ground Station*.
- Finestre temporali in cui vengono utilizzati i singoli strumenti.
- Indicazione del puntamento di Juice (*Slew Pointing*; in blu verso la Terra, in verde verso Ganimede).
- Quantità di dati compressi presenti in memoria, espressa in *Mbits*.
- Potenza totale richiesta dagli strumenti, espressa in *Watts*.

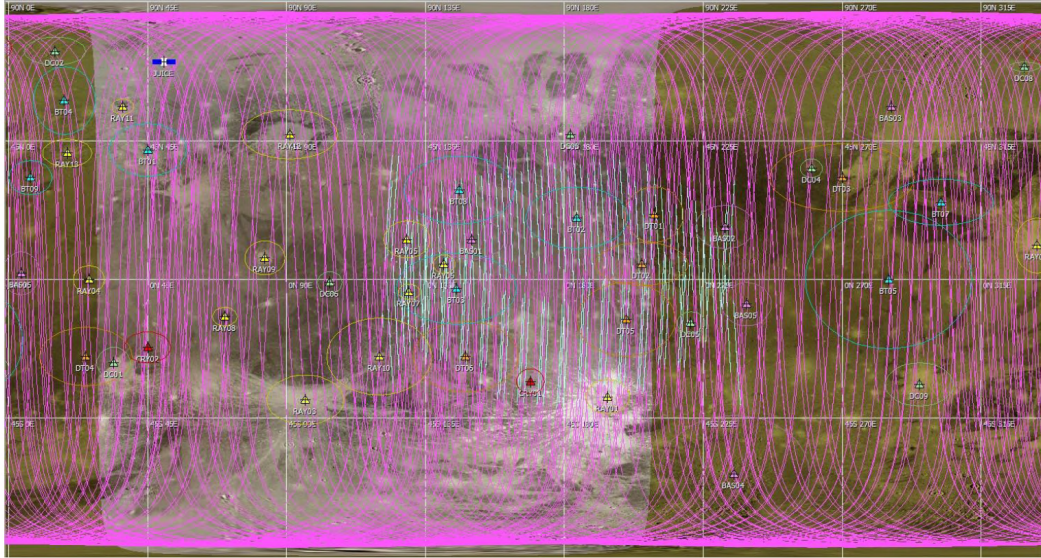


Figura 3.7: Simulazione di *MAPPS* che rappresenta la traccia a terra (linea rosa) di JUICE durante GCO-500. ESA/SRE, 2014

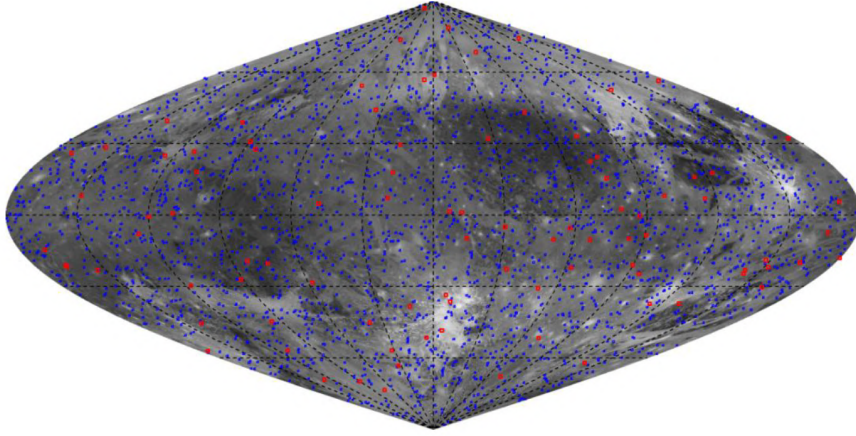


Figura 3.8: Rappresentazione dell'attività di *remote sensing* di JUICE durante GCO-500. I puntini rossi rappresentano le posizioni di *MAJIS*, mentre quelli blu sono relativi a *JANUS*. ESA/SRE, 2014

Le simulazioni svolte da *ESA* per *GCO-500* hanno permesso di individuare delle piccole problematiche relative alla gestione della potenza utilizzata dai vari strumenti in alcune fasi specifiche della missione e del *downlink* dei dati. Queste problematiche sono state poi risolte ed è stato ottimizzato il tutto ottenendo dei valori per quanto riguarda i flussi di dati e valori di *data volume* cumulativi che sono riportati in tabella suddivisi per strumento (i valori riportati si riferiscono a delle stime e non riportano con certezza i valori reali che saranno ottenuti).

STRUMENTO	<i>Uncompressed Data Rate</i> [Kbits/s]	<i>Cumulative Data Volume</i> [Gbits]
JANUS	550	28.8
MAJIS	5740	33.5
UVS	2.83	8.4
SWI	5.23	9.3
3GM	trascurabile	trascurabile
GALA	7	12.7
RIME	250	28.0
J-MAG	2.41	13.5
PEP	1.6-8.1	9.3
RPWI	0.96-55.7	12.8

Sommando i valori di *Cumulative Data Volume* dei vari strumenti si ottiene un valore totale di 143 *Gbits*. Essendo questi dati ottenuti all'interno di un tempo di simulazione complessivo di 100 giorni, si ottiene un valore medio di 1.43 *Gbits/giorno* che corrisponde alla capacità di trasferimento dati di cui disporrà *Juice*. Questo valore è molto vincolante per la missione, che potrebbe avere un ritorno scientifico decisamente maggiore se fosse possibile trasferire verso la Terra una quantità maggiore di dati.

3.2 Possibili variazioni

Qualora fosse possibile una variazione rispetto al *baseline scenario*, con un ΔV ulteriore di circa 90 *m/s* sarebbe possibile ridurre la quota di volo fino a 200 *km*. Questo porterebbe ad un notevole incremento del ritorno scientifico, che si può riassumere in 3 aspetti principali:

- Migliore caratterizzazione della struttura interna, del campo magnetico e gravitazionale, oltre ad una definizione più accurata dell'oceano sotto la superficie. La risoluzione spaziale degli strumenti di *remote sensing* come JANUS verrebbe incrementata di un fattore pari a 2.5.
- Un'orbita a quota più bassa permetterebbe di osservare ulteriormente alcuni siti presenti all'interno delle zone di interesse, con maggior risoluzione rispetto a quanto sarebbe possibile durante la fase GCO-500, oltre a incrementare sensibilmente il *SNR*. Un ulteriore vantaggio si avrebbe durante le operazioni di *radar sounding* in cui si otterrebbe un incremento della copertura pari al 40% a causa della maggiore schermatura da Giove che si ha più ci si avvicina al suolo di Ganimede.
- Sarebbe più facile studiare le proprietà fisiche della superficie e dell'ambiente a bassa quota di Ganimede avendo una maggiore densità di specie atmosferiche a 200 *km* di quota, oltre a poter studiare in maniera più approfondita la relazione tra l'esosfera e la crosta ghiacciata. Si potrebbe osservare con maggior accuratezza il processo di accelerazione delle particelle cariche che genera le aurore a Ganimede.

Capitolo 4

Dinamica orbitale

In questo capitolo verranno esposti alcuni concetti di meccanica orbitale, utili per una completa comprensione dell'elaborato.

All'inizio verrà affrontato il problema dei due corpi partendo dalla legge di gravitazione universale, ricavata a fine XVII secolo da *Isaac Newton*. Si proseguirà definendo il *momento angolare*, l'equazione del raggio orbitale e l'equazione dell'energia. Si definiranno poi brevemente le orbite circolari, ellittiche e iperboliche. Si affronterà il concetto di *sfera di influenza* e di *fly-by*, definendo i *gravity assist*.

Successivamente si andranno a definire i parametri orbitali *kepleriani* (la cui definizione e comprensione stanno alla base di qualsiasi studio di astrodinamica). Si definiranno infine i sistemi di riferimento più usati nel calcolo orbitale (*inerziali* e *body-fixed*) ed il processo che permette di relazionare due sistemi di coordinate differenti.

Per esporre tutti questi concetti ci si servirà di equazioni ed illustrazioni utilizzando come linea guida il Curtis, [2010](#).

4.1 Problema dei due corpi

Il moto di due corpi puntiformi dotati di massa propria (ma il concetto può essere esteso ovviamente anche ad oggetti tridimensionali) sui quali agisce solamente la forza di attrazione tra gli stessi definita dalla legge universale di *Newton*, è spiegato dal *problema dei due corpi*. In termini macroscopici, esso è in grado di motivare analiticamente il movimento di un pianeta attorno al sistema solare, di un satellite attorno al proprio pianeta e di uno spacecraft attorno al corpo che vuole osservare.

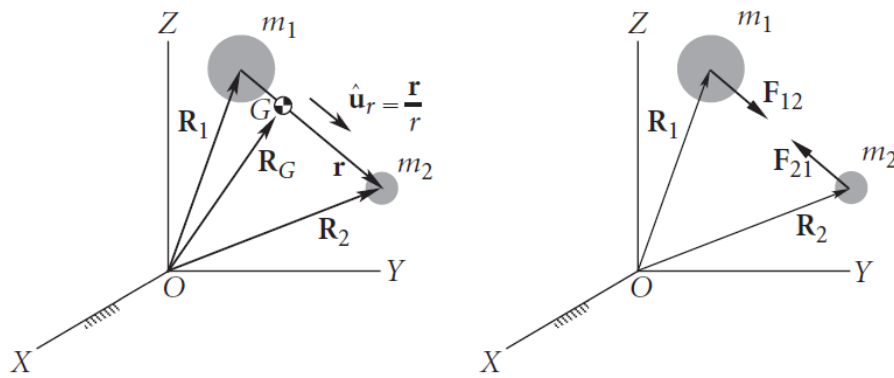


Figura 4.1: Rappresentazione di due masse in un sistema di riferimento inerziale (fermo rispetto alle stelle fisse).

In Figura 4.1 sono rappresentati due corpi dotati di massa, m_1 e m_2 , ed i seguenti parametri:

- $\mathbf{R}_1$: raggio vettore che unisce il centro del sistema di riferimento inerziale con la massa m_1 .
- $\mathbf{R}_2$: raggio vettore che unisce il centro del sistema di riferimento inerziale con la massa m_2 .
- $\mathbf{r}$: vettore che congiunge m_1 a m_2 (il cui modulo è pari alla distanza tra le due masse) definito come $\mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1$.
- $\hat{\mathbf{u}}_r$: versore di $\mathbf{r}$
- $\mathbf{G}$: centro di massa
- $\mathbf{R}_G$: raggio vettore che unisce il centro del sistema di riferimento inerziale con il centro di massa.

La posizione del centro di massa è calcolabile come:

$$\mathbf{R}_G = \frac{m_1 \mathbf{R}_1 + m_2 \mathbf{R}_2}{m_1 + m_2} \quad (4.1)$$

Proseguiamo definendo ora velocità ed accelerazione del centro di massa in termini assoluti.

$$\mathbf{v}_G = \dot{\mathbf{R}}_G = \frac{m_1 \dot{\mathbf{R}}_1 + m_2 \dot{\mathbf{R}}_2}{m_1 + m_2} \quad (4.2)$$

$$\mathbf{a}_G = \ddot{\mathbf{R}}_G = \frac{m_1 \ddot{\mathbf{R}}_1 + m_2 \ddot{\mathbf{R}}_2}{m_1 + m_2} \quad (4.3)$$

A questo punto è fondamentale introdurre la legge di gravitazione universale, espressa come:

$$F_{21} = G \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2} (-\hat{\mathbf{u}}_r) \quad (4.4)$$

In questa equazione vengono introdotti due nuovi parametri:

- F_{21} : forza di attrazione gravitazionale tra due corpi.
- G : costante di gravitazione universale, pari a $6.674 \cdot 10^{-11}$ ed espressa in $[m^3 \cdot kg^{-1} \cdot s^{-2}]$.

Nel caso di un corpo principale (pianeta, satellite) e di uno secondario (*spacecraft*) orbitante attorno ad esso, si ha che $m_1 \gg m_2$ e che quindi la posizione di G è pressochè coincidente con quella di m_1 , avendo $\mathbf{R}_1 \sim \mathbf{R}_G$.

Si introduce ora, servendosi della seconda legge della dinamica, la relazione:

$$F_{21} = m_2 \ddot{\mathbf{R}}_2 \quad (4.5)$$

che ci permette di sostituire il primo membro dell'equazione 4.4, ottenendo la seguente:

$$G \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2} (-\hat{\mathbf{u}}_r) = m_2 \ddot{\mathbf{R}}_2 \quad (4.6)$$

Dopo alcuni passaggi matematici si riesce a passare dalla 4.6 alla seguente:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{G(m_1 + m_2)}{r^2} (\hat{\mathbf{u}}_r) \quad (4.7)$$

e dopo aver definito:

$$\mu = G(m_1 + m_2) \quad (4.8)$$

otteniamo

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} \quad (4.9)$$

.

L'equazione 4.9 è l'equazione differenziale del secondo ordine che governa il moto di m_2 relativo ad m_1 .

Il vettore $\mathbf{r}$ è un vettore tridimensionale che può essere espresso come segue:

$$\mathbf{r} = x\hat{\mathbf{i}} + y\hat{\mathbf{j}} + z\hat{\mathbf{k}} \quad (4.10)$$

in cui $\hat{\mathbf{i}}, \hat{\mathbf{j}}, \hat{\mathbf{k}}$ sono i versori degli assi del sistema di riferimento avente origine in m_1 .

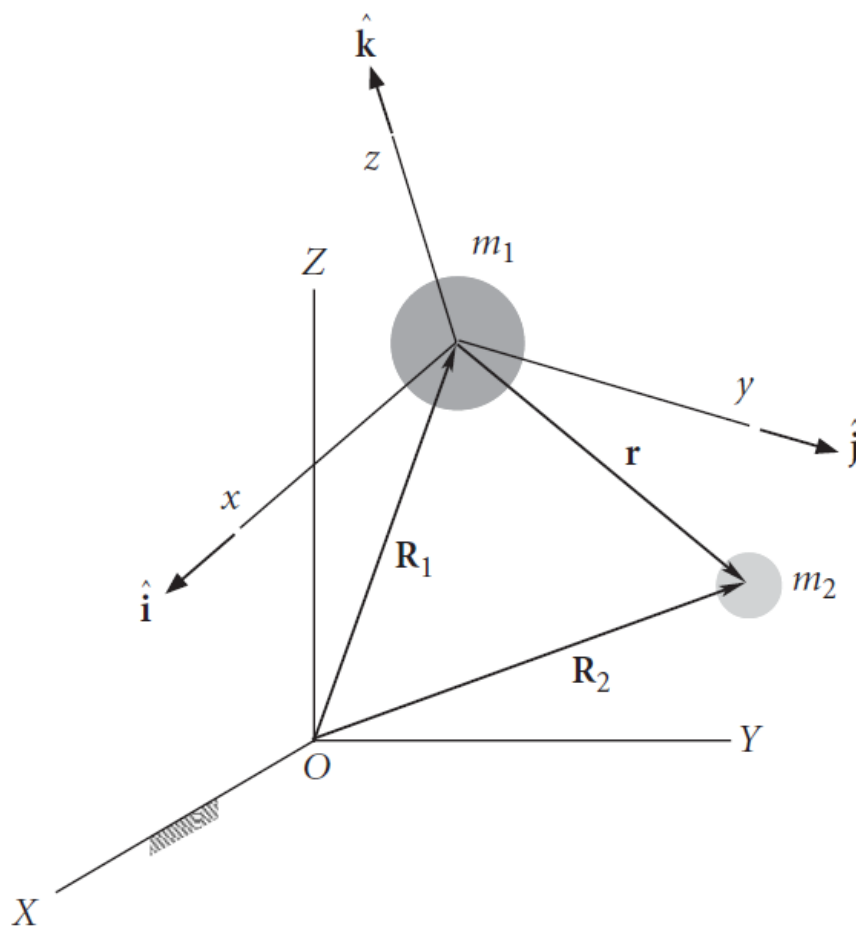


Figura 4.2: Rappresentazione del vettore $\mathbf{r}$

4.2 Momento angolare

Sappiamo dalla meccanica che il momento angolare del corpo di massa m_2 rispetto al corpo di massa m_1 , viene così espresso:

$$\mathbf{H} = \mathbf{r} \times m_2 \dot{\mathbf{r}} \quad (4.11)$$

ove $\dot{\mathbf{r}}$ è la velocità di m_2 relativa ad m_1 . Si può riscrivere la 4.11 in termini di momento angolare relativo espresso in $m^2 s^{-1}$, dividendo entrambi i membri per m_2 ottenendo:

$$\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}} \quad (4.12)$$

E' altresì dimostrabile che il vettore $\mathbf{h}$ non varia nel tempo, concludendo quindi che i vettori $\mathbf{r}$ ed $\dot{\mathbf{r}}$ giacciono sempre sullo stesso piano, il *piano orbitale*.

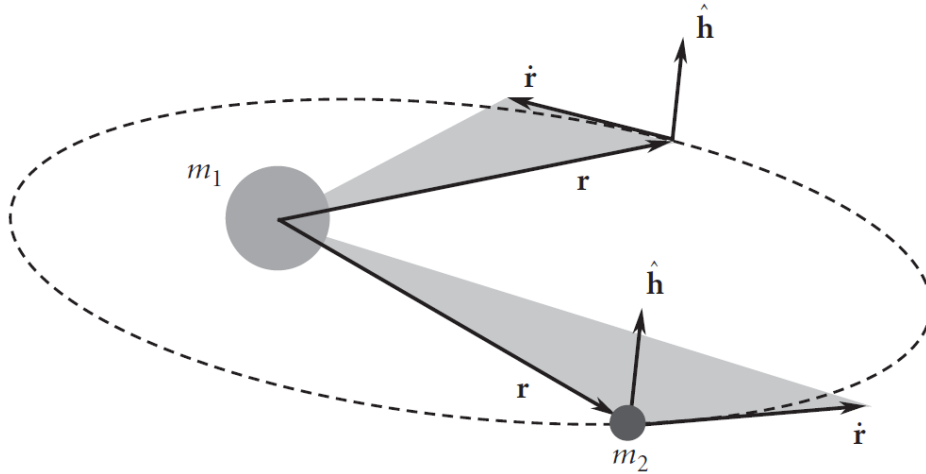


Figura 4.3: Rappresentazione della relazione tra $\mathbf{r}$, $\dot{\mathbf{r}}$, ed $\hat{\mathbf{h}}$. Il percorso che descrive m_2 attorno ad m_1 giace su un piano, la cui normale è definita dal versore $\hat{\mathbf{h}}$.

E' possibile scomporre le componenti dei vettori posizione e velocità in componente radiale (lungo $\mathbf{r}$) e normale (normale ad $\mathbf{r}$), arrivando ad una formulazione per $\mathbf{h}$ come segue:

$$\mathbf{h} = r \hat{\mathbf{u}}_r \times (v_r \hat{\mathbf{u}}_r + v_\perp \hat{\mathbf{u}}_\perp) = r v_\perp \hat{\mathbf{h}} \quad (4.13)$$

che comporta $h = r v_\perp$.

Un'altra relazione di fondamentale importanza, la cui dimostrazione viene omessa per semplicità (ma facilmente trovabile nel *Curtis*) é:

$$r = \frac{h^2}{\mu(1 + e \cos \theta)} \quad (4.14)$$

in cui vengono introdotti due nuovi parametri:

- e : denominato *eccentricità*, è un vettore che definisce quella che viene chiamata '*linea degli absidi*' ed è sempre ≥ 0 .
- θ : denominato '*anomalia vera*', è l'angolo tra il vettore e ed il vettore r .

Un'altra equazione fondamentale è l'equazione della conservazione dell'energia:

$$\frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = \varepsilon \quad (4.15)$$

ε è costante e pari all'energia meccanica specifica data dalla somma tra l'energia cinetica relativa per unità di massa ($v^2/2$) e l'energia potenziale per unità di massa ($-\mu/r$).

4.3 Tipologie di orbite

Analizziamo ora brevemente le varie tipologie di orbite, soffermandoci sulle loro caratteristiche distintive principali.

4.3.1 Orbita circolare

L'orbita circolare presenta eccentricità nulla e questo fatto comporta la trasformazione delle formule precedentemente elencate come segue:

$$r = \frac{h^2}{\mu}, \quad v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (4.16)$$

Si può facilmente calcolare il periodo orbitale e l'equazione dell'energia:

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} r^{3/2}, \quad \varepsilon = -\frac{\mu}{2r} \quad (4.17)$$

L'orbita circolare è una delle più comuni (in realtà è impossibile avere un'eccentricità nulla, ma ci si può avvicinare molto allo 0) in quanto permette di osservare un corpo sempre alla stessa distanza dalla superficie, caratteristica molto utile per tantissime applicazioni scientifiche e commerciali, nel caso del nostro pianeta.

L'orbita di interesse in questo elaborato ($GCO - 500$) è un'orbita avente:

- $e \sim 0.009$
- $r \sim 3131.2 \text{ km}$
- $v \sim 1.77 \text{ km/s}$
- $T \sim 3.08 \text{ ore}$

4.3.2 Orbita ellittica

L'orbita ellittica è un'orbita avente e compresa tra 0 e 1; questo comporta l'introduzione di nuovi parametri, la cui trattazione è presente nel Curtis, [2010](#). Ci si limita a fornire i parametri relativi all'orbita $GEO - 5000$ che *JUICE* percorrerà prima di entrare in $GCO-500$, indicata in Figura 2.7 (valori non esatti, ma molto prossimi):

- $r_p = 3131.2 \text{ km}$
- $r_a = 12631.2 \text{ km}$
- $e = 0.6027$
- $a = 7881.2 \text{ km}$
- $T = 12.28 \text{ ore}$

4.3.3 Orbita iperbolica

L'orbita iperbolica a differenza di quella circolare ed ellittica che sono chiuse, è un'orbita 'aperta' avente $e > 1$. Questo significa che permette la fuga dal corpo primario, ovvero quello che esercita la forza di attrazione in grado di tenere il corpo secondario legato a sé. L'orbita che intraprenderà Juice per sfuggire dal pianeta Terra ed entrare in orbita eliocentrica verso Giove sarà un'orbita iperbolica per il sistema *Terra-Juice*. Partendo da un'orbita circolare è possibile passare ad una ellittica e poi ad una iperbolica, sfuggendo quindi dal corpo principale, semplicemente applicando un ΔV che aumenti la velocità e quindi l'energia dell'orbita (e viceversa, per essere catturati). Per semplicità di trattazione, non verranno definiti tutti i nuovi parametri necessari per caratterizzare a pieno le orbite iperboliche.

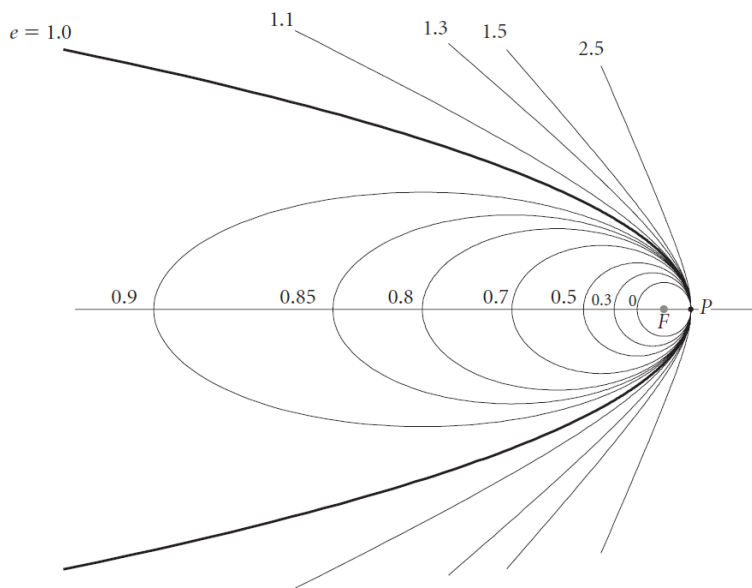


Figura 4.4: Rappresentazione di orbite aventi lo stesso corpo centrale e lo stesso periastrone ma diverse eccentricità.

4.4 Fly-by e gravity assist

4.4.1 Sfera di influenza

Prima di introdurre il *fly-by* è necessario definire il concetto di 'sfera di influenza' o 'sfera di Hill'.

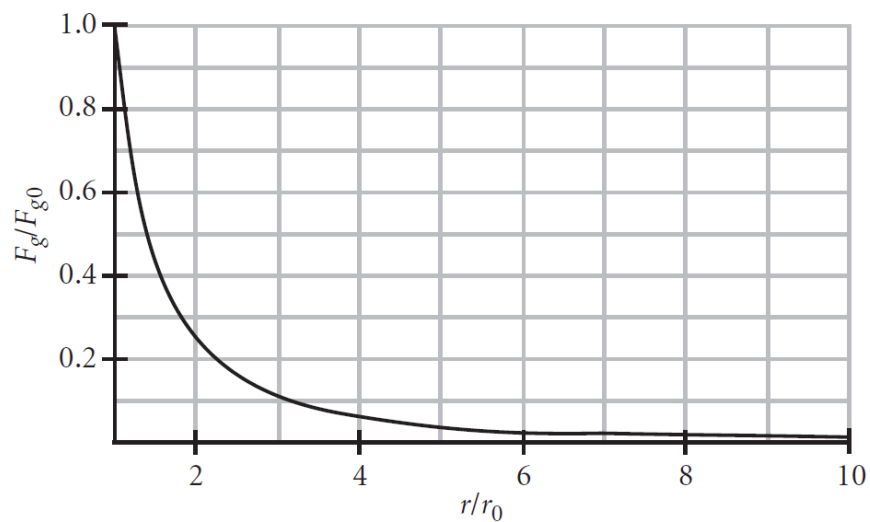


Figura 4.5: Andamento della forza gravitazione, in relazione alla distanza. Entrambe le grandezze sono espresse come rapporto, con al denominatore il valore alla superficie.

Con sfera di influenza ci si riferisce ad una sfera fittizia entro la quale la forza gravitazionale prevalente è quella del corpo primario che genera il campo, e non di quello secondario che orbita attorno ad esso. Se si considera un corpo centrale (ad esempio Giove) ed un corpo secondario che orbita attorno ad esso (ad esempio Ganimede), nel caso in cui uno *spacecraft* si trovi molto distante dal corpo secondario, è necessario determinare quale sia la sfera di influenza di quest'ultimo per conoscere da quale corpo si sarà attratti maggiormente e che quindi determinerà il moto orbitale. Per semplicità si evita tutta la trattazione matematica, ma la formula conclusiva a cui si arriva (ipotizzando che la massa dello spacecraft sia di svariati ordini di grandezza inferiore a quella di corpo primario e secondario) è la seguente:

$$R_{SOI} = R \left(\frac{m_2}{m_1} \right)^{2/5} \quad (4.18)$$

- R_{SOI} : raggio della sfera di influenza, avente come centro della sfera il corpo secondario.
- R : distanza tra il corpo primario e il corpo secondario.
- m_2 : massa corpo secondario
- m_1 : massa corpo primario

Una volta definita la sfera di influenza è possibile introdurre il metodo delle *patched conics*, che ci permette di trattare i trasferimenti orbitali che riguardano più corpi (ad esempio uno *spacecraft* come *Juice* che parte dalla Terra, affronta nel suo viaggio vari *gravity-assist* quindi entrando nel campo gravitazionale di altri pianeti, fino a raggiungere Giove ed infine Ganimede) senza preoccuparci delle perturbazioni orbitali ma considerando il moto orbitale determinato solamente dal campo gravitazione generato dal corpo entro la cui sfera di influenza si trova lo *spacecraft*.

4.4.2 Fly-by

Se uno *spacecraft* entra all'interno della sfera di influenza di un corpo avendo un'orbita iperbolica con periasse che non interseca la superficie del corpo stesso (avendo quindi un impatto) e non viene nemmeno 'catturato' da quest'ultimo, avviene un *fly-by*.

Di seguito la trattazione matematica:

$$V_1^{(v)} = V + V_{\infty 1} \quad (4.19)$$

$$V_2^{(v)} = V + V_{\infty 2} \quad (4.20)$$

Queste relazioni sono relative alla velocità assoluta dello *spacecraft* prima di entrare (4.19) o dopo essere uscito (4.20) dalla sfera di influenza del corpo celeste. È possibile scomporre la velocità assoluta in due componenti; la V è la velocità del corpo celeste mentre la seconda componente è la velocità relativa ad esso, ovvero la V_∞ .

Si procede calcolando la differenza di velocità in termini assoluti tra prima e dopo il *fly-by*.

$$\Delta V^{(v)} = V_2^{(v)} - V_1^{(v)} = (V + V_{\infty 2}) - (V + V_{\infty 1}) \quad (4.21)$$

quindi

$$\Delta V^{(v)} = V_{\infty 2} - V_{\infty 1} = \Delta V_\infty \quad (4.22)$$

Quello che avviene quindi è una variazione in termini di modulo e direzione della velocità assoluta che dipende dalla direzione in cui 'incontriamo' il corpo celeste. Un *leading-side fly-by* causa una riduzione della velocità in termini assoluti rallentando lo *spacecraft*. Questa frenata è data dal fatto che la componente della ΔV_∞ nella direzione della velocità del pianeta è negativa.

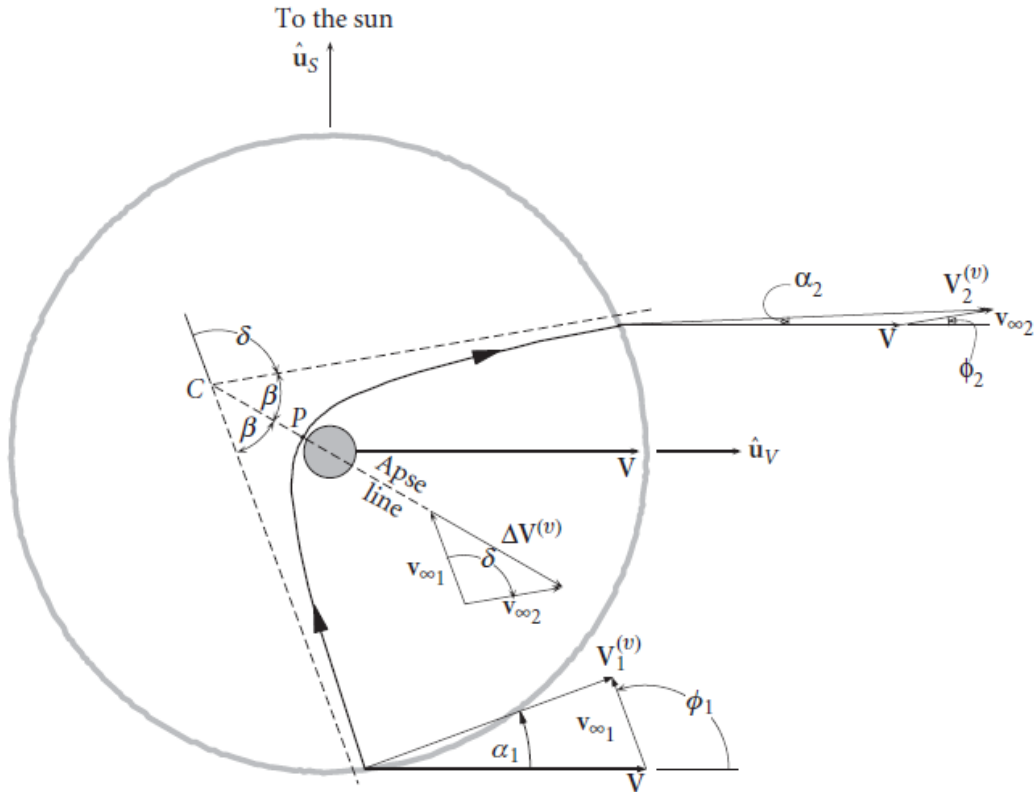


Figura 4.6: Rappresentazione grafica di un *trailing-side fly-by*.

Avere il vettore di stato $(r_x, r_y, r_z, v_x, v_y, v_z)$ permette di definire in maniera univoca i 6 parametri orbitali e viceversa. Le orbite ottenute attraverso le simulazioni effettuate utilizzando i software *GMAT* e *Matlab* che verranno presentate in seguito saranno sempre espresse in termini di parametri orbitali, ovvero $h, e, i, \omega, \Omega, \theta$. All'interno del Curtis, 2010 sono presenti i passaggi matematici che legano univocamente i parametri orbitali al vettore di stato.

4.5.2 Sistemi di riferimento

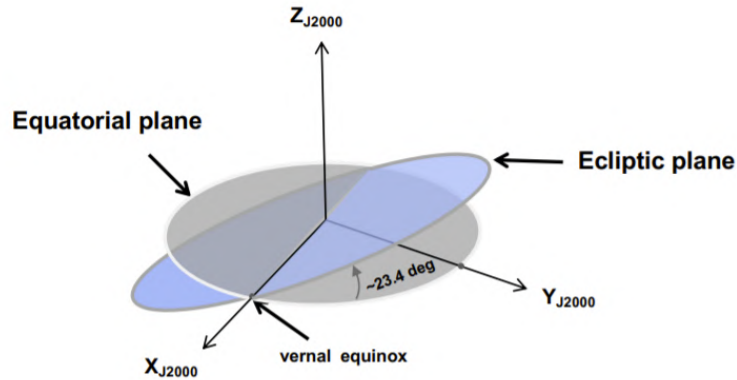


Figura 4.8: Sistema di riferimento J2000. Viene evidenziata l'inclinazione dell'asse terrestre rispetto all'eclittica, pari a 23.4° . NAIF, 2020

Il sistema di riferimento J2000 è uno dei sistemi di riferimento più utilizzati per esprimere le effemeridi dei corpi celesti. E' inerziale e i suoi assi sono così definiti:

- *asse x*: corrisponde all'intersezione tra il piano equatoriale terrestre e l'eclittica (il piano definito dall'orbita che descrive la Terra attorno al Sole) ed è diretto verso il punto γ .
- *asse z*: corrisponde alla normale al piano equatoriale terrestre all'epoca J2000 (1 Gennaio 2000, 12:00:00).
- *asse y*: viene calcolato di conseguenza in modo da ottenere una terna levogira.

Un sistema di riferimento *body-fixed* è un sistema avente l'origine degli assi localizzata nel centro di massa del corpo a cui fa riferimento e ruota con esso (con l'asse z che corrisponde all'asse di rotazione del corpo). In questo elaborato verrà utilizzato il sistema di riferimento *body-fixed* più comune usato dal Jet Propulsion Laboratory della Nasa per Ganimede, ovvero *IAU_Ganymede*.

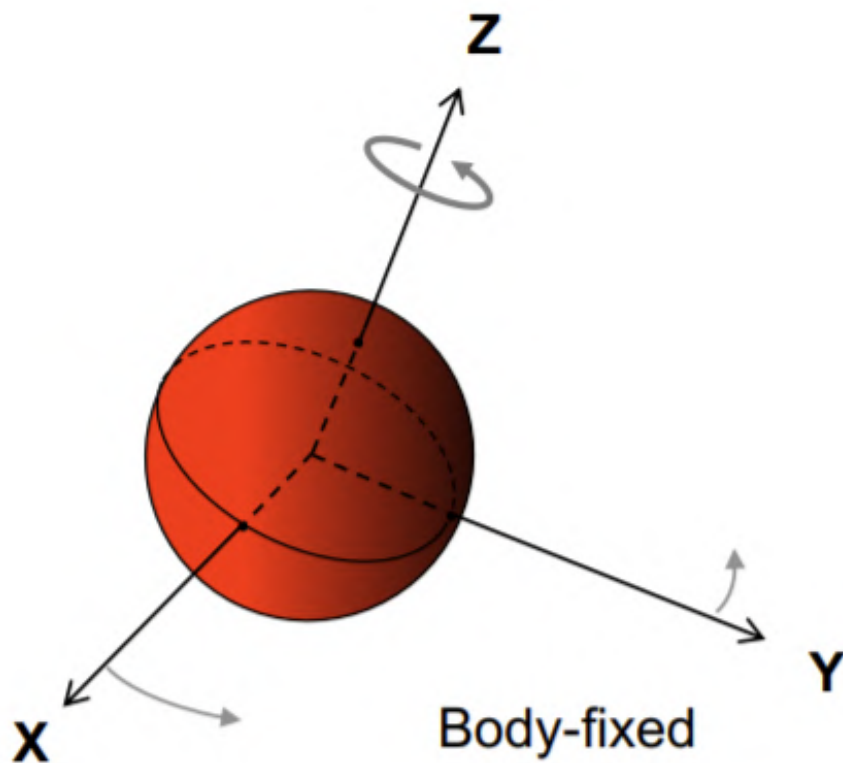


Figura 4.9: Sistema di riferimento *body – fixed*. NAIF, 2020

4.5.3 Trasformazione di coordinate

Una delle operazioni fondamentali da svolgere quando si usano sistemi di riferimento diversi è trovare una relazione tra di essi.

I passaggi fondamentali da svolgere, ipotizzando di avere un sistema di riferimento 1 e un sistema di riferimento 2, sono:

- traslare l'origine del sistema di riferimento 1 nell'origine del sistema di riferimento 2.
- effettuare 3 rotazioni attorno gli assi in modo da far coincidere gli assi del sistema di riferimento 1 con quelli del sistema di riferimento 2 e poter esprimere le effemeridi nel nuovo sistema.

L'intera trattazione matematica relativa alla conversione tra sistemi di riferimento è possibile trovarla nel Curtis, 2010.

Capitolo 5

SPICE e Software utilizzati

5.1 SPICE

SPICE, definito come '*An Observatory Geometry System for Space Science Missions*', è un sistema che viene utilizzato dagli scienziati per ottenere informazioni geometriche tali da poter pianificare le osservazioni scientifiche e per analizzare i dati che saranno successivamente ottenuti. L'intero sistema si basa su una serie di *files* chiamati *Kernel* che verranno di seguito trattati separatamente.

È possibile, utilizzando questo strumento, effettuare calcoli complessi che ci forniscono specifici dati sulle varie missioni spaziali come ad esempio *traccia a terra*, *vettore di stato* e *parametri orbitali* espressi rispetto ad una moltitudine di sistemi di riferimento diversi; proiezione del *campo di vista* (delle camere montate sugli *spacecraft*) sulla superficie dei corpi oggetto di osservazione, conversioni tra vari sistemi di misurazione del tempo e moltissime altre applicazioni.

SPICE è stato sviluppato ed è gestito dal team *Navigation and Ancillary Information Facility (NAIF)* del *Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology*, della *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*. In questo elaborato sono stati utilizzati gli *Spice kernel* della missione *JUICE* forniti da ESA, [2021](#).

Viene di seguito fornita una spiegazione degli *Spice kernel*. Informazioni riguardo all'utilizzo, al funzionamento e alle potenzialità di questo strumento per l'analisi relativa alle missioni spaziali attualmente in corso o future, si trovano al sito JPL, [2019](#).

5.1.1 SPICE Kernel

LSK

I *Leapseconds Kernel* sono usati nelle conversioni tra gli *ephemeris time* (ET/TDB) e i *Coordinated Universal Time* (UTC). Questi files vengono aggiornati da NAIF quando un *leap second* (secondo intercalare) viene annunciato dall'*International Earth Rotation Service (IERS)*. Il secondo intercalare è una correzione applicata al tempo (UTC) per far sì che rimanga sempre allineato al giorno solare medio e viene applicato in modo da impedire che il discostamento fra il tempo universale (UT1) e UTC non superi gli 0.9 secondi in valore assoluto.

SCLK

Gli *Spacecraft Clock Kernel* vengono usati per le conversioni tra l'orologio interno dello *spacecraft* (SCLK) e l'*ephemeris time* (ET/TDB). È possibile trovare 2 o più orologi associati ad un dato *spacecraft*.

SPK

I *kernel SPK (Spacecraft and Planets Ephemerides)* contengono i dati relativi alla traiettoria (effemeridi) degli oggetti 'contenuti' al suo interno, che possono essere:

- *spacecraft*
- pianeti
- satelliti
- comete
- asteroidi

Il vettore di stato è espresso rispetto ad uno specifico sistema di riferimento e i valori riguardano uno specifico intervallo di tempo.

PCK

I *Planetary Constants Kernel*, come suggerisce il nome, forniscono dati come dimensione, massa e orientazione relativi a pianeti, satelliti, comete ed asteroidi nel sistema solare. Molti sistemi di riferimento *body-fixed* legati ai pianeti e ai satelliti si trovano all'interno di questi files.

IAU_GANYMEDE è uno di questi e verrà largamente impiegato nel codice Matlab usato per ottenere i risultati desiderati.

CK

I *Camera-Matrix Kernel* contengono al loro interno dati relativi all'orientazione degli strumenti e dei sistemi di riferimento ad essi associati. Questi parametri sono relativi a specifici intervalli di tempo e possono esserci per una data missione varie versioni di questi files, spesso aggiornati dopo aver implementato degli accorgimenti (ci sono varie versioni anche dei files *SPK*, per lo stesso motivo).

FK

I *Frame Kernel* contengono al loro interno sistemi di riferimento e sistemi di coordinate relativi a corpi celesti, spacecraft o strumenti posizionati su di essi. I sistemi di coordinate possono essere in coordinate *rettangolari*, *sferiche* o *cilindriche* e si distinguono in sistemi di riferimento *inerziali*, *body – fixed*, *CK – based*, *fixed-offset* e dinamici.

IK

Gli *Instrument Kernel* contengono informazioni relative agli strumenti di bordo delle varie missioni come può essere il *FOV* per una camera, la dimensione di un'antenna o l'orientazione di un pannello solare.

DSK

I *Digital Shape Kernel Subsystem* contengono i modelli topografici (tra cui *tessellated plate model* e *digital elevation model* relativi ai vari corpi celesti per cui sono disponibili, rendendo possibile una rappresentazione geometrica ad elevatissima accuratezza per determinati corpi celesti. Uno degli obiettivi delle missioni spaziali è spesso quello di generare un modello topografico ancora non esistente per un determinato corpo celeste.

MK

I *Meta Kernel* sono dei semplici file di testo contenenti i file relativi ai kernel di cui sopra. Per semplicità vengono impiegati in quanto si scelgono i kernel che sarà necessario caricare all'interno del software che verrà utilizzato per effettuare i calcoli (Matlab, C, ecc) e si inseriscono all'interno del *metakernel* che verrà poi utilizzato senza dover caricare i vari file singolarmente.

5.2 MATLAB (Mice)

Come accennato in precedenza, *Matlab* è il software che verrà impiegato per svolgere la parte computazionale. In particolare si farà uso di *MICE*, la versione *Matlab* di *SPICE*. Si utilizzeranno le *API* per ottenere le informazioni necessarie dai vari *kernel* caricati all'interno del programma. JPL, [2022a](#)

5.2.1 Mice API

Si riportano le *API* più utilizzate nel codice *Matlab*, con una descrizione degli *input* richiesti in ingresso e degli *output* forniti.

SPKEZR

Restituisce posizione e velocità di un corpo bersaglio rispetto ad un corpo osservatore, con le dovute correzioni per considerare l'aberrazione planetaria (tempo impiegato dalla luce per effettuare il viaggio osservatore-bersaglio) e l'aberrazione stellare. I parametri richiesti in ingresso sono:

- Il corpo target, indicato con il *NAIF ID* o con una stringa indicante il nome (nel nostro caso '*JUICE*', o '-28').
- L'*ephemeris time*, ovvero il tempo espresso in secondi partendo da *J2000 TDB*. Per ottenere questo valore si effettuano delle conversioni dal formato *gg/mm/aaaa hh:mm:ss* al formato *et* usando sempre le *API* di *Mice*.
- Il sistema di riferimento rispetto al quale si vuole ottenere il vettore di stato.
- La correzione per l'aberrazione planetaria e stellare da applicare. (Questo parametro non è particolarmente rilevante in quanto le distanze in gioco per lo studio effettuato sono molto piccole rispetto alla velocità della luce)
- L'osservatore, ovvero il corpo dal quale parte il vettore posizione diretto verso il *target*. (Nel nostro caso *GANYMEDE*, o '503').

Gli *output* sono:

- Il vettore di stato a 6 componenti; 3 per la posizione in *km* e 3 per la velocità in *km/s*, espresso rispetto al sistema di riferimento scelto, che mette in relazione il *target* rispetto all'osservatore.

OSCELT

Questa *API* permette di svolgere semplicemente la conversione tra un vettore di stato e i parametri orbitali. Input:

- Vettore di stato espresso nel sistema di riferimento rispetto al quale si vorranno ottenere i parametri orbitali.
- Costante gravitazionale del corpo primario (μ), espressa in km^3/s^2 .
- L'*ephemeris time* relativo al vettore di stato fornito.

Gli output in uscita sono i parametri orbitali *periasse*, *eccentricità*, *inclinazione*, *longitudine di nodo ascendente*, *argomento di periasse*, *anomalia media*.

SINCPT

Questa routine permette di calcolare per un dato raggio vettore che viene proiettato dall'osservatore verso il target, il punto in cui avviene l'intersezione (se presente) con la superficie del target, espresso in un sistema di riferimento scelto. Il corpo target può essere modellato come oggetto ellissoidale (i cui parametri vengono recuperati da un apposito *kernel*) o si usano dati topografici (presenti nei kernel *DSK*) molto più accurati che però non sono disponibili per Ganimede.

I parametri richiesti in *input* sono:

- Il metodo utilizzato per modellare il corpo target.
- Il corpo target, espresso come stringa o come *NAIF ID* (nel nostro caso *GANYMEDE*, o '503').
- L'*ephemeris time* in cui è richiesto questo calcolo.
- Il sistema di riferimento *body – fixed* centrato nel corpo *target*.
- La correzione da applicare, come descritto in precedenza (è stata utilizzata nel codice la correzione 'LT+S', che considera l'aberrazione stellare oltre al tempo che impiega la luce a compiere il tragitto *osservatore – target*).
- L'osservatore, ovvero il corpo da cui parte il raggio vettore; nel nostro caso *JUICE*.
- Il sistema di riferimento rispetto al quale verrà indicato il raggio vettore.

- La definizione del raggio vettore.

Gli *output* che si ottengono sono:

- Il punto di intersezione con la superficie, espresso in *km* in coordinate cartesiane rispetto al sistema di riferimento *body – fixed* indicato tra gli *input*.
- Il vettore che collega l'osservatore al punto di intersezione, espresso nel sistema di riferimento *body – fixed*.

ILLUMF

Il comando ILLUMF é in grado di fornire gli angoli di illuminazione, fase ed emissione di uno specifico punto sulla superficie del corpo bersaglio in un determinato istante. Oltre ai parametri già definiti in precedenza, di seguito vengono elencati gli ulteriori input richiesti e quelli ottenuti. Input:

- Sorgente di illuminazione (Sole).
- Il punto sulla superficie del *target* di cui vogliamo conoscere i vari angoli, espresso in coordinate cartesiane e definito nel sistema di riferimento indicato anch'esso tra gli input (corrisponde al vettore che ci fornisce in uscita il comando *sincpt*) nell'istante definito dall'*ephemeris time* scelto.

Output:

- Il *phase angle*, l'angolo di incidenza e l'angolo di emissione relativi al punto di intersezione visti dall'osservatore all'istante definito dall'utente. Tutti e 3 gli angoli vengono forniti in radianti e spaziano da 0 a π .
- I *flag* che indicano se il punto sulla superficie in quell'istante è visibile dall'osservatore e se è illuminato.

GETFOV

Come suggerisci il nome, questa *API* restituisce i parametri del campo visivo (*Field Of View*) per un determinato strumento, che viene identificato dal suo *NAIF ID*. Il parametro da inserire in input è il codice *NAIF*, mentre gli output sono:

- La forma del campo di vista che, nel caso di *Janus*, è rettangolare.
- Il sistema di riferimento relativo allo strumento, in cui sono espressi i *bounds* della camera.

- La direzione del centro del campo di vista della camera, identificata da un vettore a 3 componenti espresso nel sistema di riferimento di cui sopra.
- La direzione dei vertici del campo di vista della camera (*bounds*), espressi come versori.

Nella scrittura del codice sono state utilizzate anche altre routine quali:

- *reclat*, in grado di convertire un vettore cartesiano fornito in ingresso in valori di latitudine, longitudine e raggio.
- *bodvrd*, in grado di fornire parametri relativi ai corpi celesti come ad esempio il valore dei semiassi dell'ellissoide con cui è stato modellato un corpo celeste richiesto in input (valori che sono sempre all'interno dei *kernels* che vengono caricati prima di eseguire il codice) o le costanti gravitazionali.
- *str2et*, che permette di convertire dal formato *gg/mm/aaaa hh : mm : ss* al formato *et*.

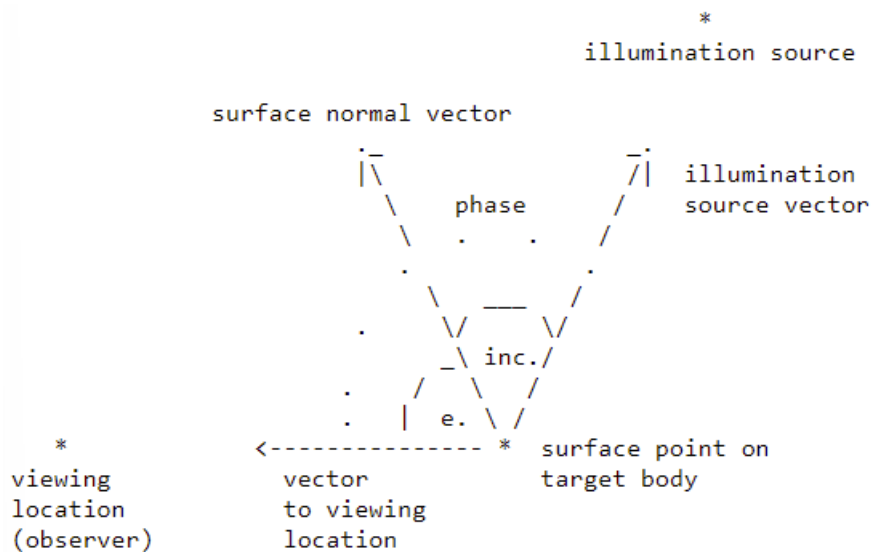


Figura 5.1: Rappresentazione in 2D degli angoli forniti dalla routine *illumf*. JPL, 2022b

5.3 GMAT

GMAT (*General Mission Analysis Tool*) è il software che è stato affiancato a *Matlab* per l'elaborazione dei dati in questo elaborato. È un software open source multi-missione utilizzato per la progettazione, la navigazione e l'ottimizzazione di missioni spaziali. E' possibile simulare una moltitudine di missioni, partendo da quelle in orbita bassa terrestre fino a quelle nel sistema solare esterno come *Juice*. *GMAT* è stato sviluppato da un team composto principalmente dalla NASA e supportato da contributi esterni pubblici e privati e viene largamente utilizzato per il supporto di missione nel mondo reale, studi ingegneristici e nel campo dell'istruzione.

Per lo scopo di questo elaborato GMAT verrà utilizzato per la propagazione orbitale. Dopo aver analizzato la missione da *baseline scenario* è interessante valutare come una possibile riduzione della quota a 200 *km* come ipotizzato da *ESA* (passando quindi da *GCO* – 500 a *GCO* – 200) possa aumentare il ritorno scientifico migliorando la risoluzione spaziale.

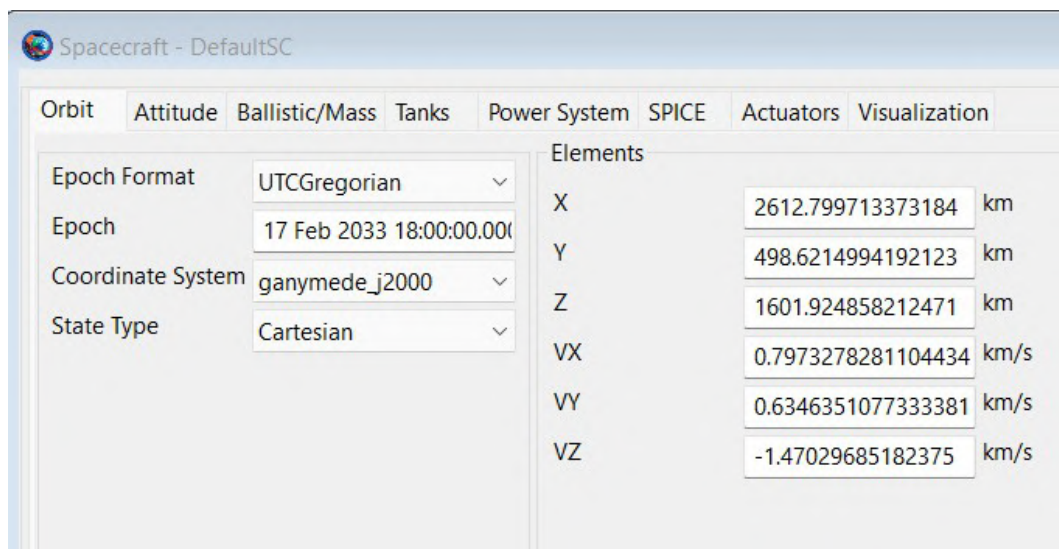
Si è inizialmente caricato il file *spk* verificando anche in *GMAT* che l'orbita *GEO* – 5000 e *GCO* – 500 avessero l'andamento visto in Figura 6.1. Si è poi ipotizzato di variare il semi-asse dell'orbita portandolo a 2831.2 *km* (e di conseguenza la quota a 200 *km*) con una manovra impulsiva effettuata in data 1/06/2033, al termine della fase *GCO* – 500 prevista in questo elaborato. Si è infine propagata l'orbita ottenuta per 30 giorni, apprezzando la *librazione* di Ganimede.

All'interno di questa sezione si analizzeranno i passaggi svolti per definire i parametri corretti all'interno del *software*. I risultati ottenuti verranno esposti nella sezione apposita del capitolo successivo.

Ulteriori informazioni riguardo a *GMAT* sono reperibili nel manuale tecnico [2017](#).

5.3.1 Definizione parametri

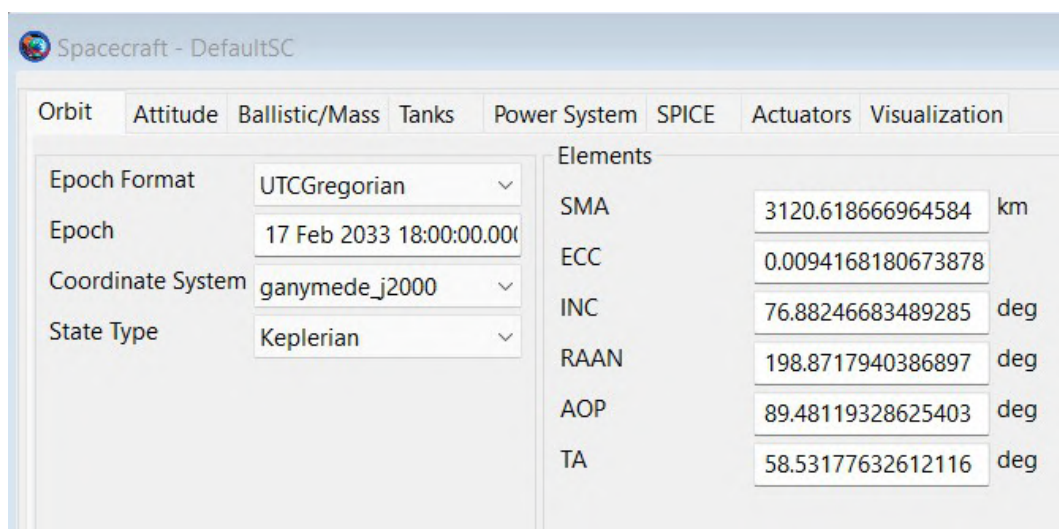
Inizialmente sono state definite le condizioni iniziali per la propagazione dello *spacecraft* ricavando il vettore di stato da *Matlab* alla data e ora indicate in Figura 5.2. Il *software* è in grado di effettuare una conversione interna da vettore di stato a parametri orbitali *kepleriani*; è stata fatta una semplice verifica per controllare che non fossero stati commessi errori nel riportare i valori (Figura 5.3).



The screenshot shows the 'Spacecraft - DefaultSC' window with the 'Orbit' tab selected. The 'Elements' section displays the initial state vector parameters for the *Juice* spacecraft.

Parameter	Value	Unit
Epoch Format	UTCGregorian	
Epoch	17 Feb 2033 18:00:00.000	
Coordinate System	ganymede_j2000	
State Type	Cartesian	
X	2612.799713373184	km
Y	498.6214994192123	km
Z	1601.924858212471	km
VX	0.7973278281104434	km/s
VY	0.6346351077333381	km/s
VZ	-1.47029685182375	km/s

Figura 5.2: Definizione parametri iniziali *Juice*, vettore di stato.



The screenshot shows the 'Spacecraft - DefaultSC' window with the 'Orbit' tab selected. The 'Elements' section displays the initial orbital parameters for the *Juice* spacecraft.

Parameter	Value	Unit
Epoch Format	UTCGregorian	
Epoch	17 Feb 2033 18:00:00.000	
Coordinate System	ganymede_j2000	
State Type	Keplerian	
SMA	3120.618666964584	km
ECC	0.0094168180673878	
INC	76.88246683489285	deg
RAAN	198.8717940386897	deg
AOP	89.48119328625403	deg
TA	58.53177632612116	deg

Figura 5.3: Definizione condizioni iniziali *Juice*, parametri orbitali.

GMAT non presenta *Ganimede* tra i corpi celesti presenti di default; è stato quindi necessario crearlo definendo nella sezione *Properties* i parametri μ , il raggio equatoriale e l'*oblateness*, oltre ad indicare un file *PCK* da cui recuperare le altre informazioni utili a modellare correttamente il corpo durante la propagazione dell'orbita. Nella sezione *Orbit* si è indicato il *NAIF ID* a cui associare il corpo ed è stato caricato un file *SPK* contenente le effemeridi di Ganimede nell'intervallo di tempo 1/1/2020 - 1/1/2050.

In Figura 5.5 viene mostrata la finestra relativa alla definizione dei parametri di orientazione di Ganimede nello spazio.

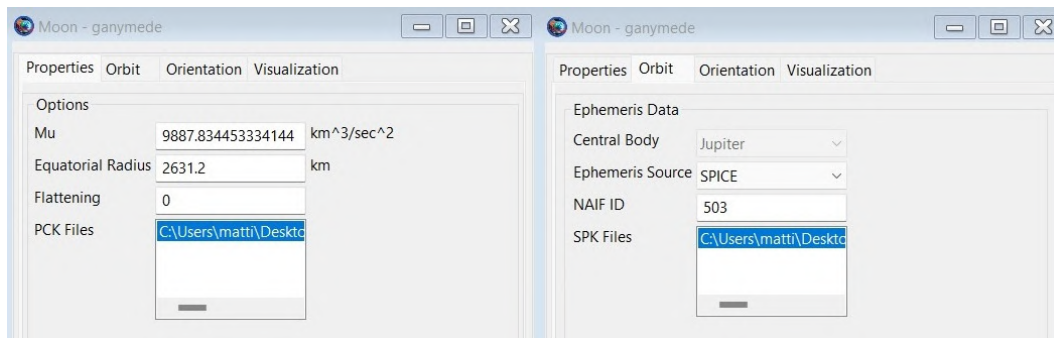


Figura 5.4: Definizione di Ganimede.

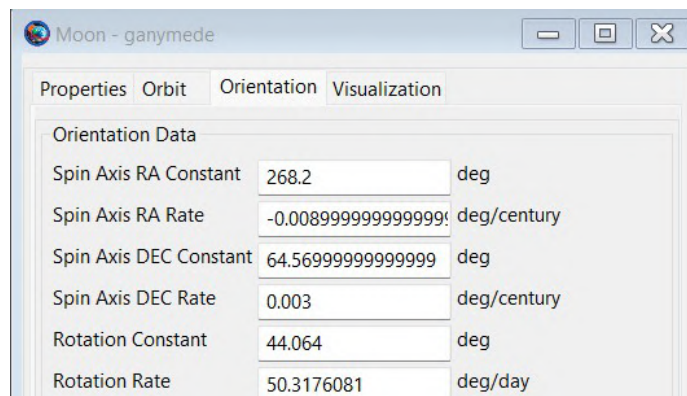


Figura 5.5: Definizione dell'orientazione di Ganimede nello spazio; i valori utilizzati sono stati recuperati da un *pck kernel*.

E' poi stato necessario definire un propagatore, definendo quindi le caratteristiche dell'integratore e del modello di forze utilizzato. Durante una simulazione è stata riscontrata una forte perturbazione di terzo corpo che andava a modificare l'orbita sensibilmente. Nella casistica reale queste perturbazioni saranno compensate con delle manovre di *station – keeping* che, non essendo presenti in questa simulazione, hanno portato all'utilizzo di un modello

avente come campo gravitazione solo quello prodotto da Ganimede, con precisione fino all'armonica zonale J2 evitando quindi di inserire il campo gravitazionale generato da Giove (utilizzato solo per l'osservazione del fenomeno di *librazione*). Sono state poi considerate la pressione di radiazione solare e le correzioni relativistiche anche se poco importanti.

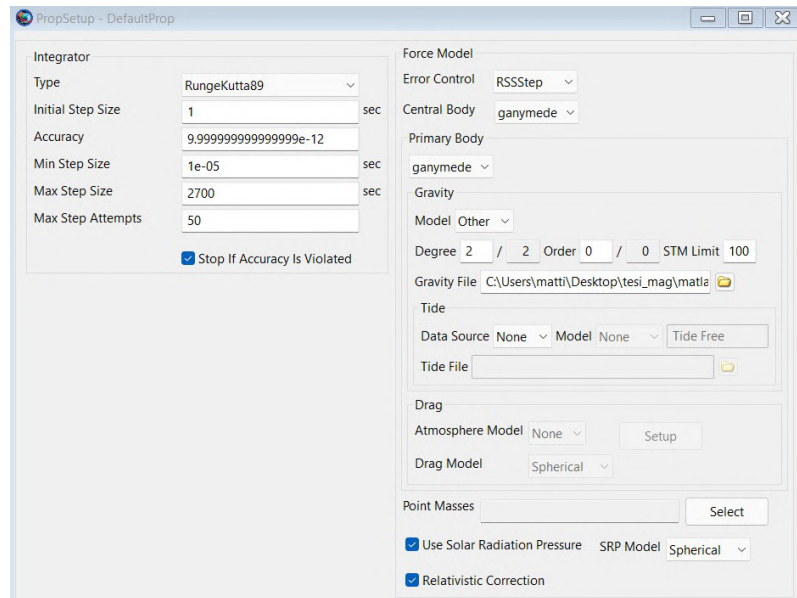


Figura 5.6: Definizione del propagatore in GMAT.

Per concludere è stato definito il tempo di propagazione.

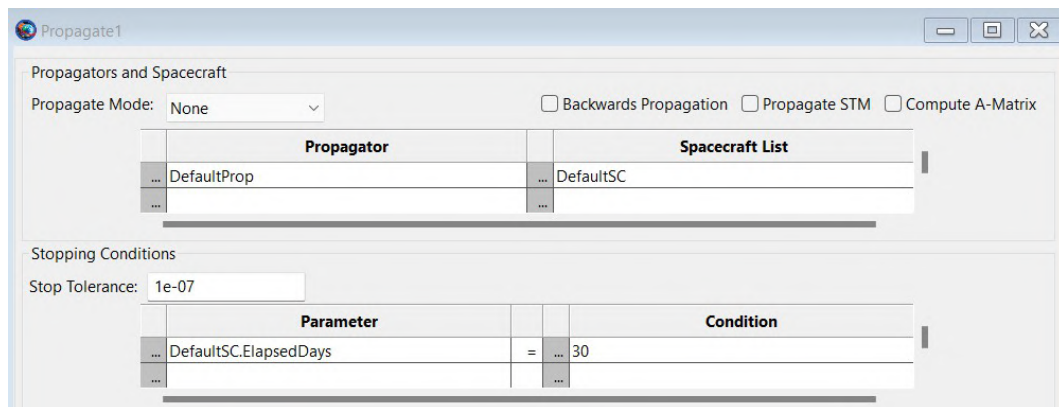


Figura 5.7: Il tempo di propagazione indicato di 30 giorni è relativo all'orbita ipotizzata GCO-200 della durata di un mese.

Capitolo 6

Elaborazione dati e risultati ottenuti

Il codice per elaborare i dati è stato scritto, come già ampiamente discusso in precedenza, utilizzando il compilatore *Matlab* e la versione di *SPICE* disponibile per questo software, ovvero *MICE*. Questo ha permesso di fare largo uso delle routine disponibili, alcune delle quali spiegate in dettaglio nel capitolo precedente, che hanno permesso di ottenere i risultati di seguito esposti.

L'obiettivo principale di questo elaborato è l'analisi dell'orbita *GCO-500* a *Ganimede*. E' stata quindi inizialmente fatta una scrematura sulla quota di volo dello *spacecraft*, andando ad individuare quando effettivamente iniziasse l'orbita prestabilita. Per effettuare questa analisi preliminare e tutte le successive sono stati utilizzati i *kernels* forniti da *ESA* aggiornati a *Juice.crema.3.2*.

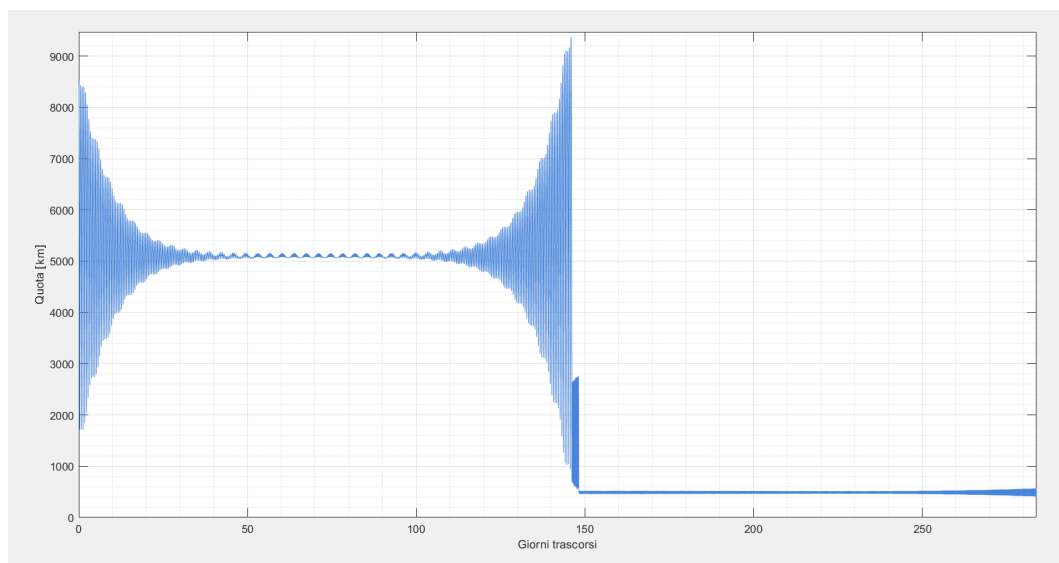


Figura 6.1: Rappresentazione della distanza di *Juice* dalla superficie di *Ganimede*, dal 20/09/2032 fino al 1/7/2033.

6.1 Analisi orbitale

Si è verificato innanzitutto che l'orbita $GEO - 5000$ rispettasse i parametri di quota forniti nel *red - book* di *ESA* (Figura 2.7) e la Figura 6.1 dimostra come l'andamento della quota al variare del tempo sia quello atteso. L'inizio della simulazione coincide con l'inizio della fase $GEO - 5000$ in data 20 settembre 2032 e termina il 1 luglio 2033, oltre il quale *ESA* non fornisce ulteriori dati in quanto è prevista la fine della missione, con conseguente impatto di *JUICE* sul suolo di Ganimede. Analizzando con attenzione il variare della quota nel tempo, si osserva che $GCO - 500$ inizia in data 17 febbraio 2033 e rimane stabile fino al 1 giugno 2033, con un'oscillazione molto contenuta in termini di quota e di altri parametri fondamentali per l'orbita quali semiasse maggiore, eccentricità e inclinazione.

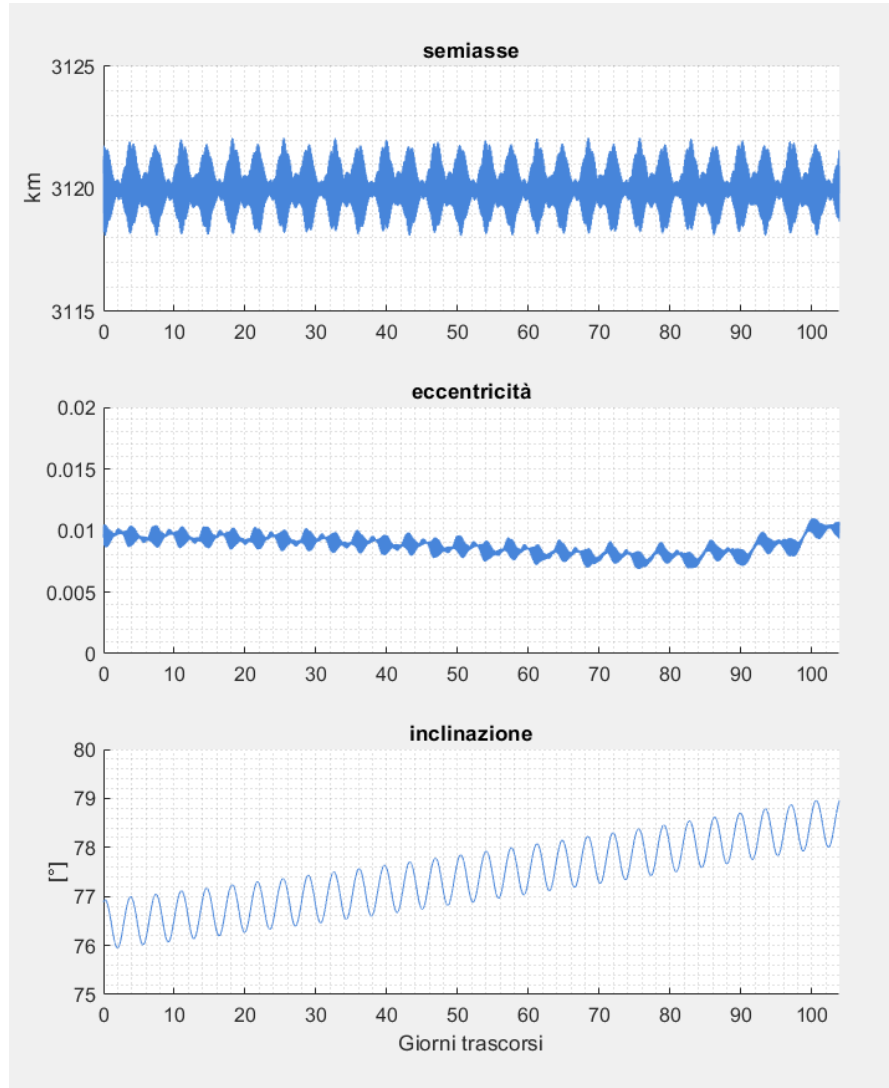


Figura 6.2: Variazione di semiasse, eccentricità ed inclinazione durante $GCO - 500$.

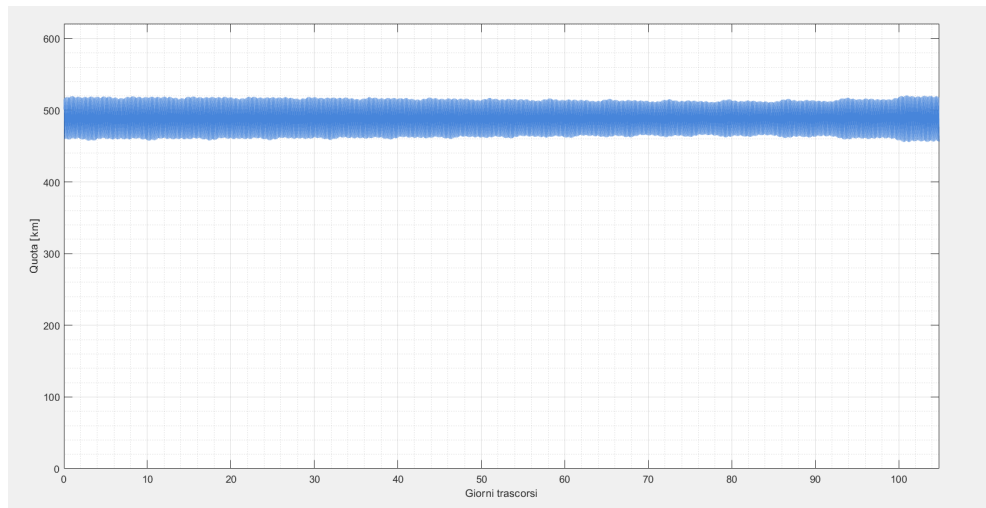


Figura 6.3: Variazione della quota durante $GCO - 500$.

Si può notare come la variazione di quota è molto ridotta, dovuta principalmente alla non perfetta circolarità dell'orbita in quanto il semiasse varia di pochi km mentre l'eccentricità è prossima allo 0 ma non perfettamente nulla.

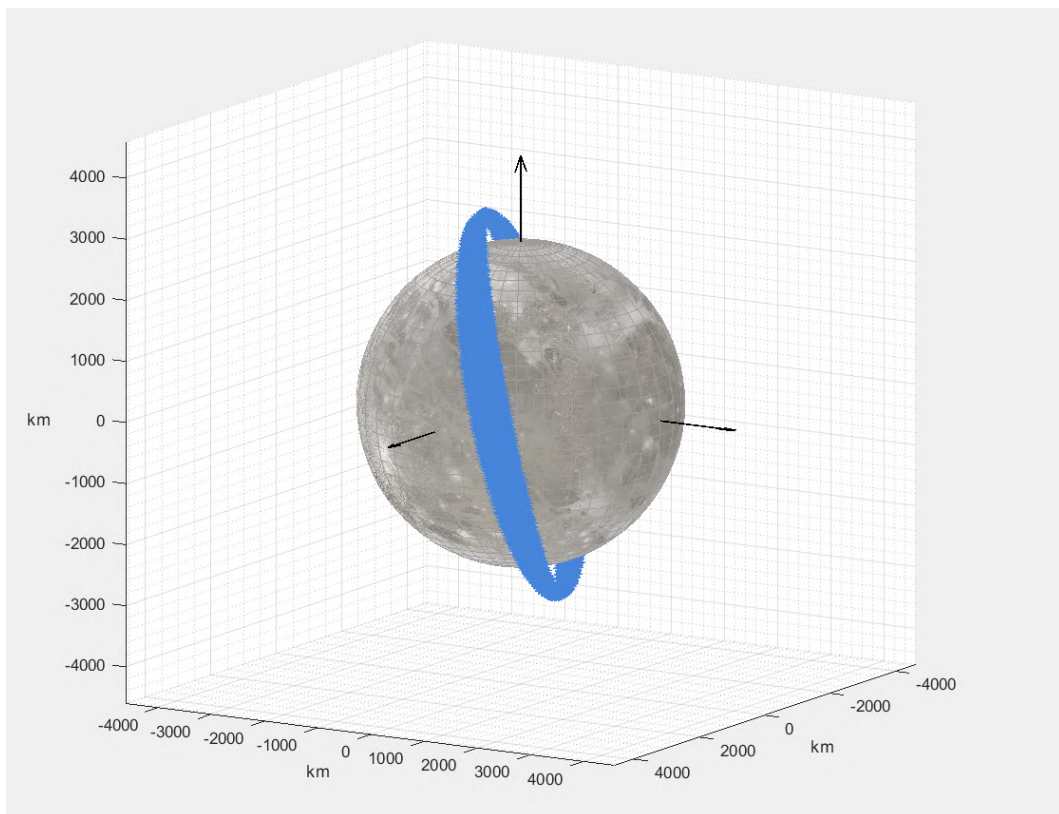


Figura 6.4: Rappresentazione di $GCO - 500$ a Ganimede nel sistema di riferimento J2000. L'orbita appare 'spessa' perchè nell'arco di tempo simulato subisce una variazione del parametro Ω passando da 198.87° iniziali ai 209.7° finali a causa dell'effetto di J2. I valori riportati negli assi sono in km .

6.2 Traccia a terra e filtri applicati

Una volta verificato che l'orbita rispettasse i parametri prestabiliti si è andato a verificare che la traccia a terra rendesse possibile una mappatura completa del satellite mediceo escludendo le zone polari (oltre gli 80° di latitudine nord-sud). Si è suddiviso l'intervallo di tempo complessivo in vari step e per ognuno si è rappresentata la proiezione del centro del campo di vista di *JANUS* sulla superficie di Ganimede. Per svolgere quest'operazione ci si è serviti della routine *SINCPT* descritta nel capitolo precedente.

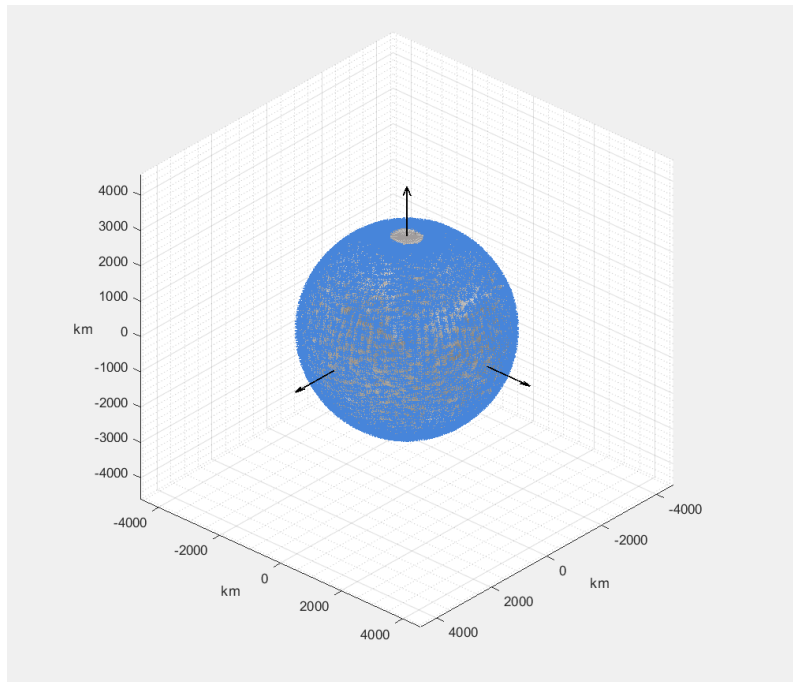


Figura 6.5: Traccia a terra di *Juice* a Ganimede, rappresentazione in 3D.

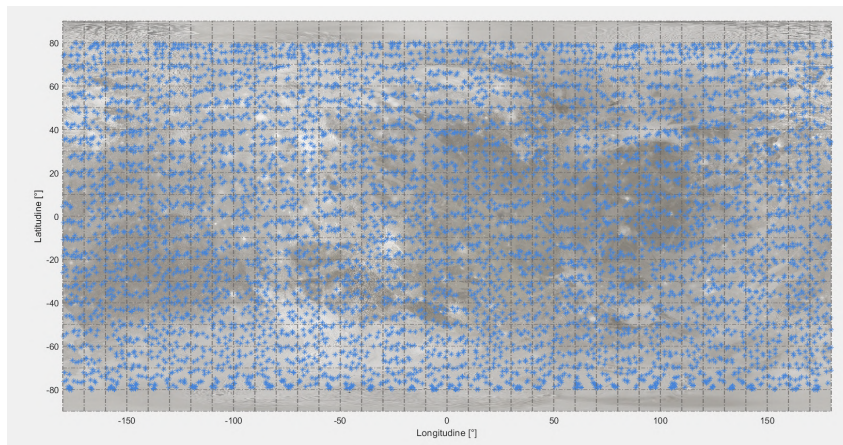


Figura 6.6: Traccia a terra di *Juice* a Ganimede, rappresentazione in 2D.

E' noto dal *red – book* e da un'analisi preliminare svolta che l'angolo tra la direzione dei raggi solari ed il piano orbitale di *GCO – 500* (ovvero il β -angle) non scende mai sotto i 60° . In questo contesto si è scelto di imporre come limite massimo per ottenere delle immagini di buona qualità un angolo di incidenza α per i raggi solari non superiore a 80° . Tramite il comando *ILLUMF* di cui al capitolo precedente, è stato ottenuto l'angolo di illuminazione per ogni istante. Essendo l'orbita circolare e la camera *JANUS nadir – pointing* (escludendo i momenti in cui *JUICE* deve comunicare con la terra per il *downlink* dei dati) l'angolo con cui il sole illumina la superficie è lo stesso che viene visto da *JUICE*, permettendo una maggior qualità nell'acquisizione dell'immagine (la Figura 5.1 chiarisce questo concetto). Per completezza si è ipotizzato di impostare anche un vincolo sull'angolo massimo pari 68.75° , in modo da poter confrontare la differenza di copertura imponendo due condizioni diverse. Come si può notare dalle figure sottostanti, il range di latitudine si restringe passando da $\pm 80^\circ$ a $+80^\circ -47^\circ$ fino ad arrivare a $+58^\circ -19^\circ$ nella condizione più restrittiva. Questo fa comprendere quanto la necessità di avere *JUICE* in un'orbita che abbia meno eclissi possibili impedisca l'acquisizione di immagini con buone condizioni di illuminazione più ci si allontana dalle zone prossime all'equatore di *Ganimede*.

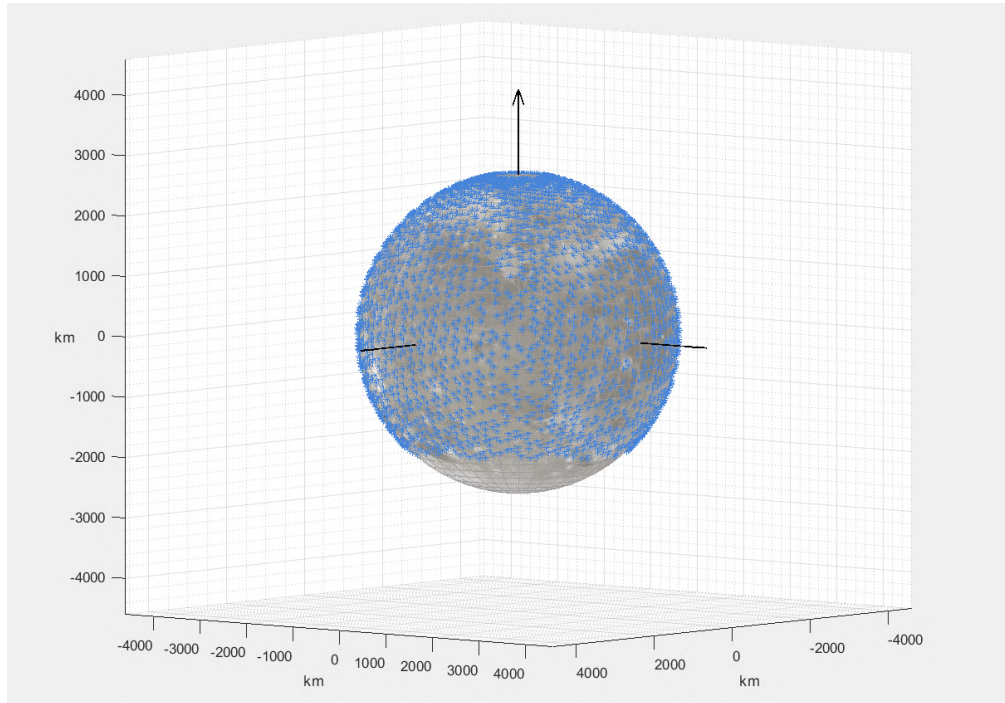


Figura 6.7: Traccia a terra di *Juice* a Ganimede, per angolo di illuminazione al suolo $< 80^\circ$. Rappresentazione in 3D nel sistema di riferimento *body – fixed* IAU_GANYMEDE.

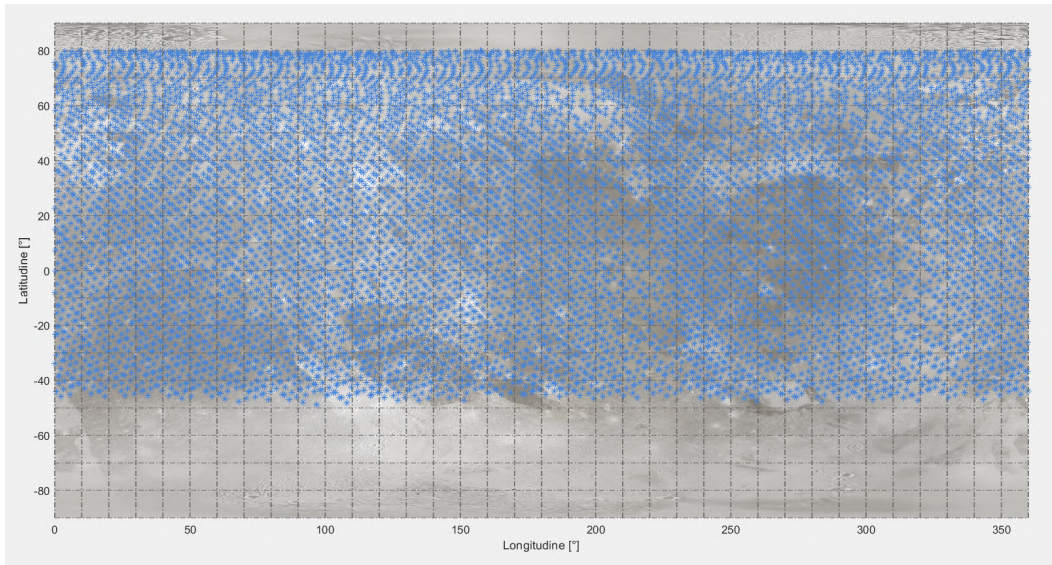


Figura 6.8: Traccia a terra di *Juice* a Ganimede, per angolo di illuminazione al suolo $< 80^\circ$, rappresentazione in 2D.

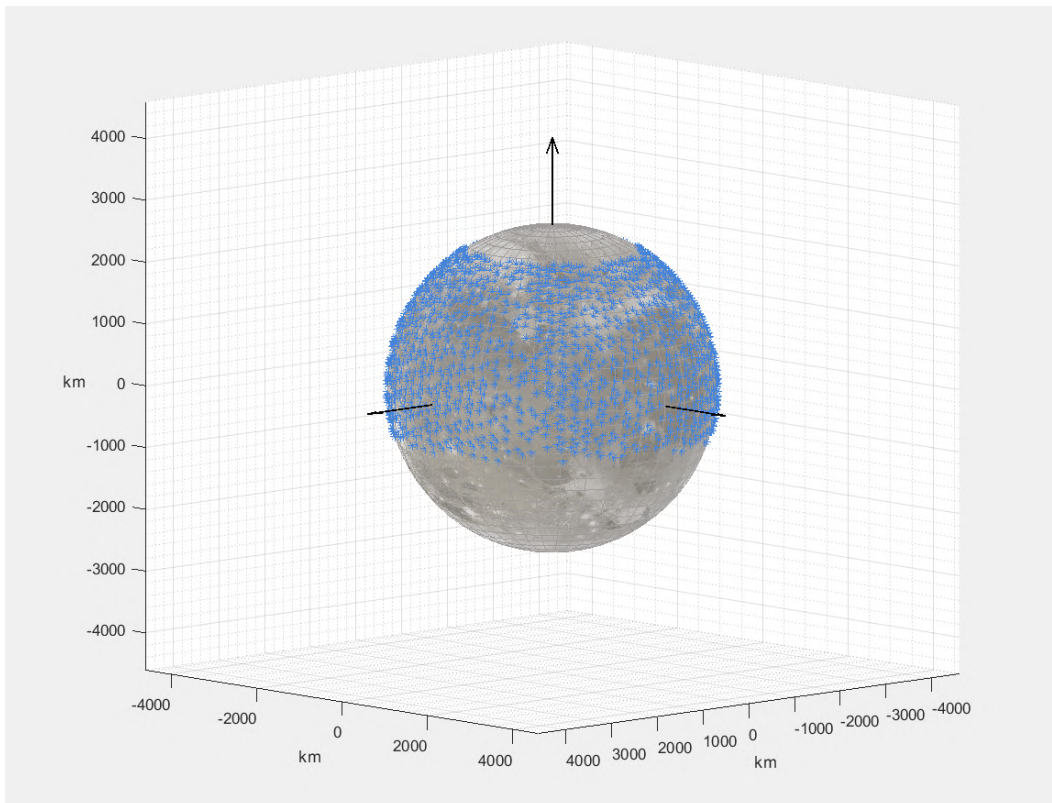


Figura 6.9: Traccia a terra di *Juice* a Ganimede, per angolo di illuminazione al suolo $< 68.75^\circ$. Rappresentazione in 3D nel sistema di riferimento *body-fixed* IAU_GANYMEDE.

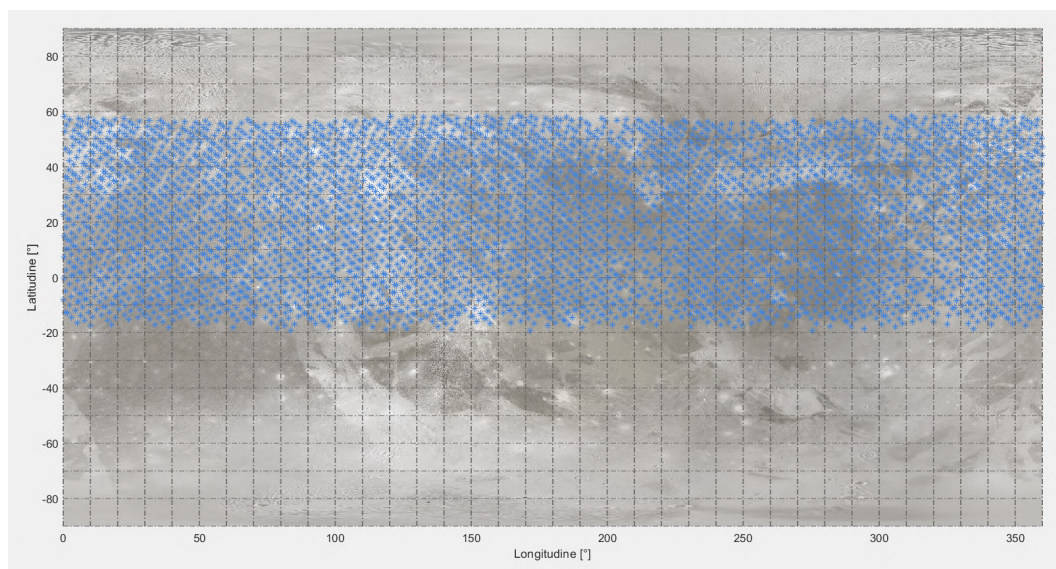


Figura 6.10: Traccia a terra di *Juice* a Ganimede, per angolo di illuminazione al suolo $<68.75^\circ$, rappresentazione in 2D.

6.3 Zone di interesse criovulcanico

Lo scopo ultimo di questo elaborato era uno studio di fattibilità per quanto riguarda l'osservazione delle zone di maggior interesse criovulcanico presenti sulla superficie di *Ganimede*. Quest'ultime sono riportate in tabella con indicazione del centro delle stesse e con i range di latitudine e longitudine (a pagina successiva) che ricoprono, assumendole rettangolari per semplicità. Come si può notare, la latitudine dei siti selezionati è negativa in quasi tutti i casi ed è inferiore ai -19° che è il limite inferiore per avere un angolo di illuminazione inferiore a 68.75° . Questo fatto obbliga ad accettare l'acquisizione di immagini con condizioni di illuminazione per quelle determinate zone tra i 70° e gli 80° .

TARGET	Latitudine [°]	Longitudine Est [°]
Hammatat Patera	-24.23	41.90
Natrum/Rum Patera	-30.80	177.00
nn	-30.93	176.74
Musa Patera	-31.35	171.54
Yaroun Patera	-46.65	142.06
Hamra Patera	- 77.35	188.63
unnamed	-28.25	184.05
Smooth terrain	75.00	345.00

TARGET	min Lat [°]	max Lat [°]	min Lon E [°]	max Lon E [°]
zona 1	-26	-20	40	45
zona 2	-32	-29	175	179
zona 3	-31	-28	178	182
zona 4	-34	-29	169	174
zona 5	-50	-43	214	222
zona 6	-78	-74	178	200
zona 7	-31	-27	183	187
zona 8	73	78	330	360

In Figura 6.11 si può osservare come tutte le zone di interesse non rientrino all'interno della fascia osservabile con i requisiti desiderati ($\alpha < 68.75^\circ$).

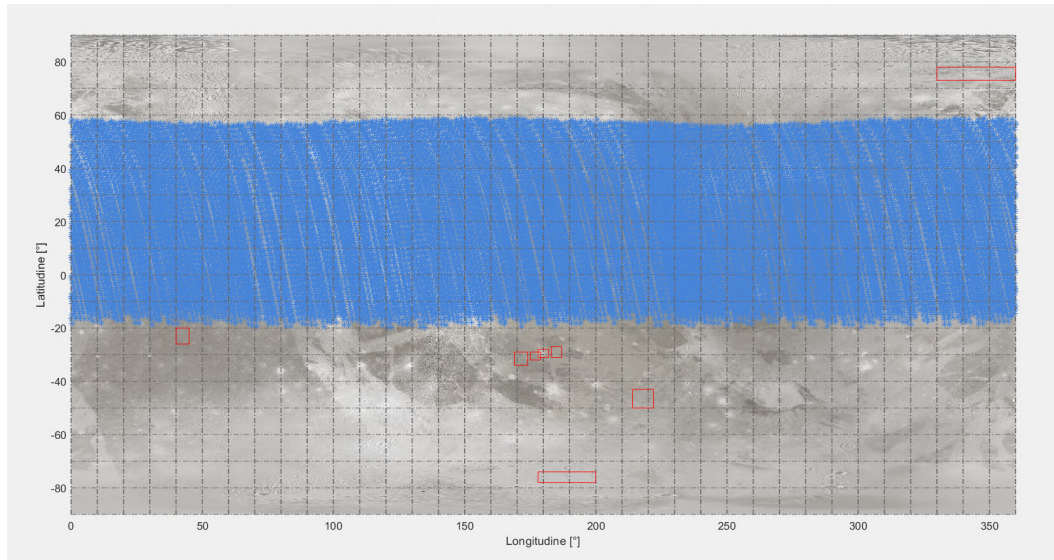


Figura 6.11: Traccia a terra di *Juice* a Ganimede, per angolo di illuminazione al suolo $< 68.75^\circ$. I rettangoli rossi definiscono le zone di interesse crio-vulcanico. La mappatura è più fitta in quanto sono stati usati intervalli di tempo più ravvicinati rispetto ai casi precedenti.

Sono state svolte due ulteriori simulazioni:

- Un'analisi che mettesse in relazione l' α massimo accettato con la latitudine massima e minima delle zone che fossero in grado di rispettare tale condizione (Figura 6.12). L'andamento è quello atteso, ovvero che più si aumenta α più l'intervallo di latitudine si apre fino a raggiungere i valori di Figura 6.8.

- Uno studio che permettesse di relazionare l' α massimo con la percentuale di tempo che *JANUS* trascorrerà avendo nel proprio campo di vista zone con questa condizione di illuminazione. Anche in questo caso l'esito è come da aspettative in quanto più il vincolo risulta meno stringente, più *JUICE* trascorrerà una percentuale di tempo maggiore (all'interno dell'intervallo 17 febbraio-1 giugno) sorvolando zone che rispettino il requisito imposto.

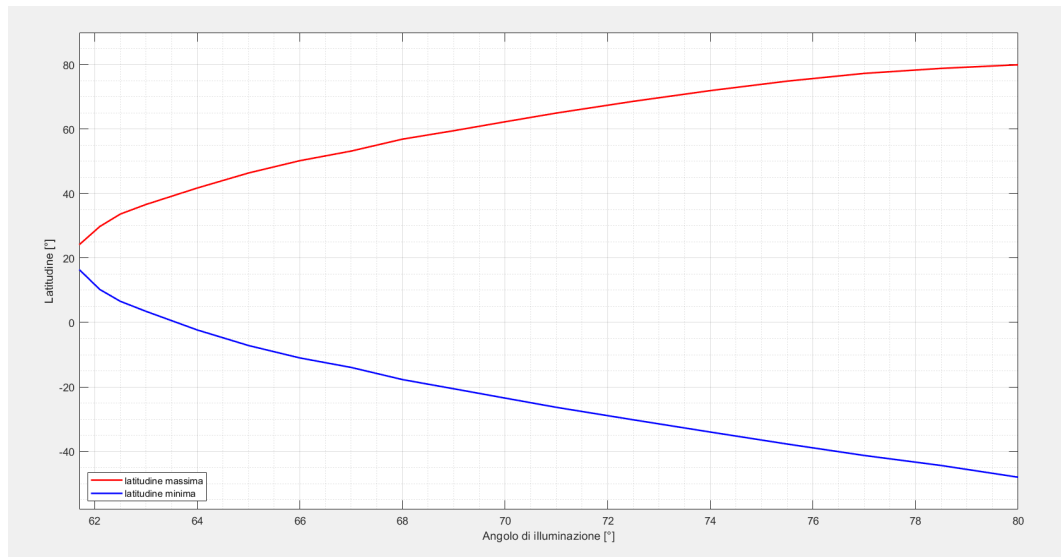


Figura 6.12: Variazione dei limiti di latitudine in funzione dell' α accettabile.

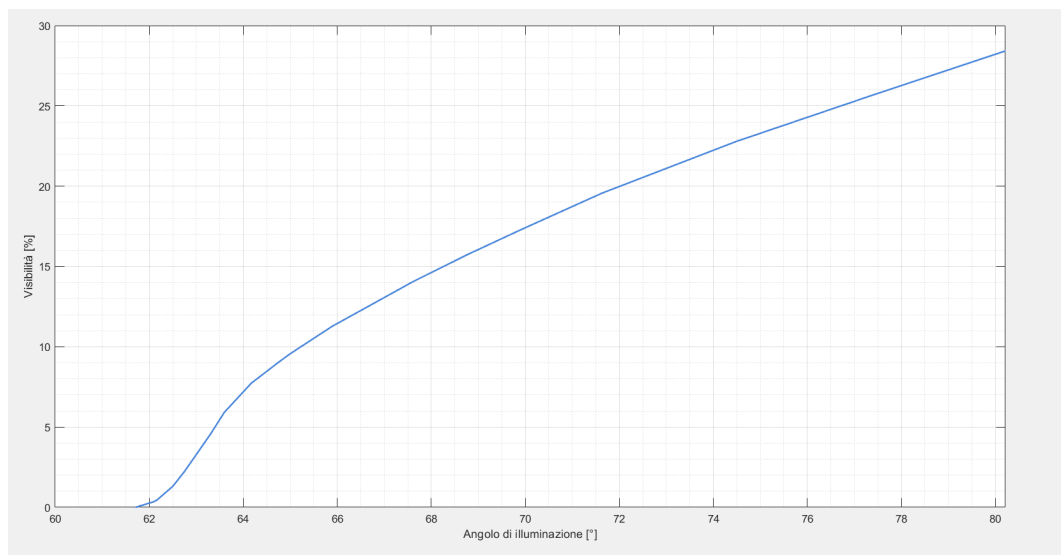


Figura 6.13: % di tempo complessivo durante *GCO* – 500 in cui *JANUS* potrà osservare Ganimede, in funzione di α al suolo.

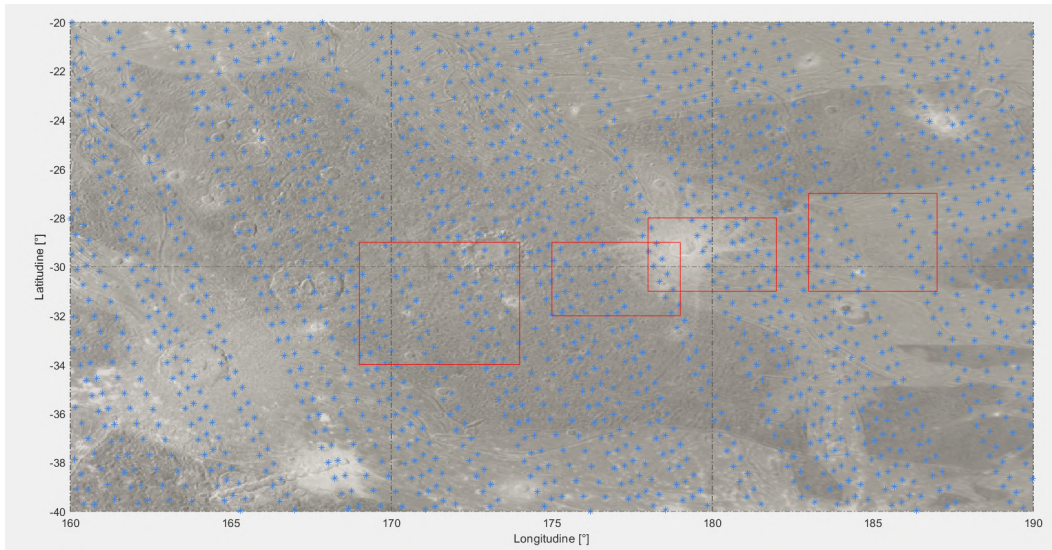


Figura 6.14: Ingrandimento che rappresenta le zone 2,3,4,7. Si possono facilmente individuare le tracce a terra delle orbite. E' stato proiettato il *boresight* di *JANUS* ogni 20 secondi.

Come suggeriscono i risultati esposti nelle pagine precedenti (principalmente in Figura 6.8 e Figura 6.11), non è possibile osservare la zona 6 con il limite massimo di 80° imposto per α , mentre le altre zone sono tutte osservabili.

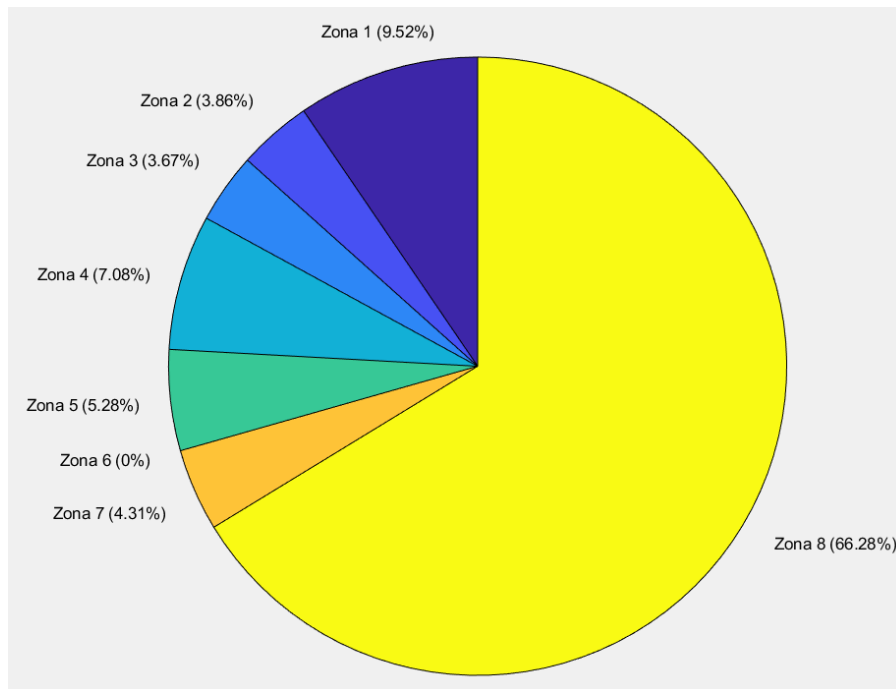


Figura 6.15: Suddivisione percentuale del tempo complessivo utile per acquisire immagini secondo il parametro fissato ($\alpha < 80^\circ$) delle zone criovulcaniche.

Complessivamente il tempo in cui sarà possibile osservare queste zone è pari al 0.2% del tempo complessivo (~ 5 ore) e suddiviso tra le varie zone come indicato in figura 6.15. La zona visibile per più tempo è la zona 8 che è la maggiore in termini di dimensioni.

La tabella seguente riporta la 'densità di illuminazione' ovvero il rapporto tra il numero di punti 'validi' totali all'interno di una zona e l'area della zona stessa (intesa come range latitudine $\times$ range longitudine) dando un'indicazione di visibilità più corretta rispetto al grafico a torta in Figura 6.15.

TARGET	Densità di illuminazione [punti/($1^\circ \times 1^\circ$)]
Hammamat Patera	4.93
Natrum/Rum Patera	5.00
nn	4.75
Musa Patera	4.40
Yaroun Patera	1.46
Hamra Patera	0
unnamed	4.19
Smooth terrain	6.87

I valori ottenuti evidenziano come la densità sia abbastanza simile per quasi tutte le zone a differenza dalla Zona 5 e della zona 8. La zona 5 è una zona che si trova ad una latitudine molto prossima al limite massimo osservabile e quindi ci si aspettava un dato del genere, mentre la zona 8 ha un dato decisamente sopra la media probabilmente influenzato dalla dimensione della zona in relazione alla 'frequenza di campionamento' dell'analisi svolta. Per effettuare questa simulazione è stato rilevato un dato ogni 15 secondi, che corrisponde ad uno step ogni ~ 22.4 km sulla superficie di Ganimede. Questo intervallo di tempo ha permesso di ottenere dei valori abbastanza attendibili ma una potenza di calcolo disponibile superiore avrebbe senza dubbio migliorato l'accuratezza dei dati riportati in tabella. L'importanza della forma del campo di vista di *JANUS* (rettangolare) è stata ritenuta secondaria in questo elaborato in quanto non va ad influenzare in alcun modo l'analisi e i risultati ottenuti. Come si può notare in Figura 6.16 il campo di vista proiettato copre un'area molto più piccola rispetto alla dimensione complessiva media delle regioni di interesse.

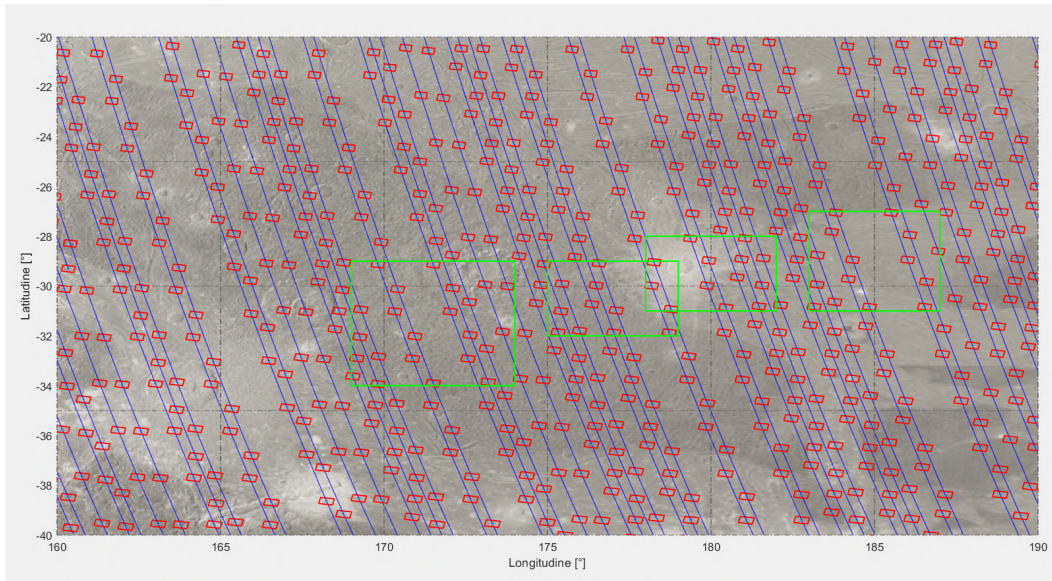


Figura 6.16: Rappresentazione del campo di vista legato al *boresight* di *JANUS* rappresentato sulla superficie di *Ganimede* in termini di latitudine e longitudine (la simulazione è stata svolta ipotizzando di acquisire un'immagine ogni 60 secondi) con indicazione della traccia a terra continua.

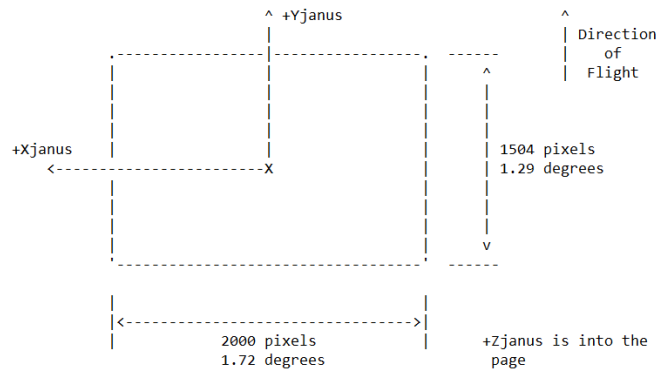


Figura 6.17: Orientazione del *Field of View* di *JANUS* rispetto alla direzione di volo di *JUICE*.

6.4 Simulazioni condotte in GMAT

Si è inizialmente caricato nel *software* il file *SPK* per verificare che l'orbita combaciasse con quanto ottenuto su *Matlab* in Figura 6.1.

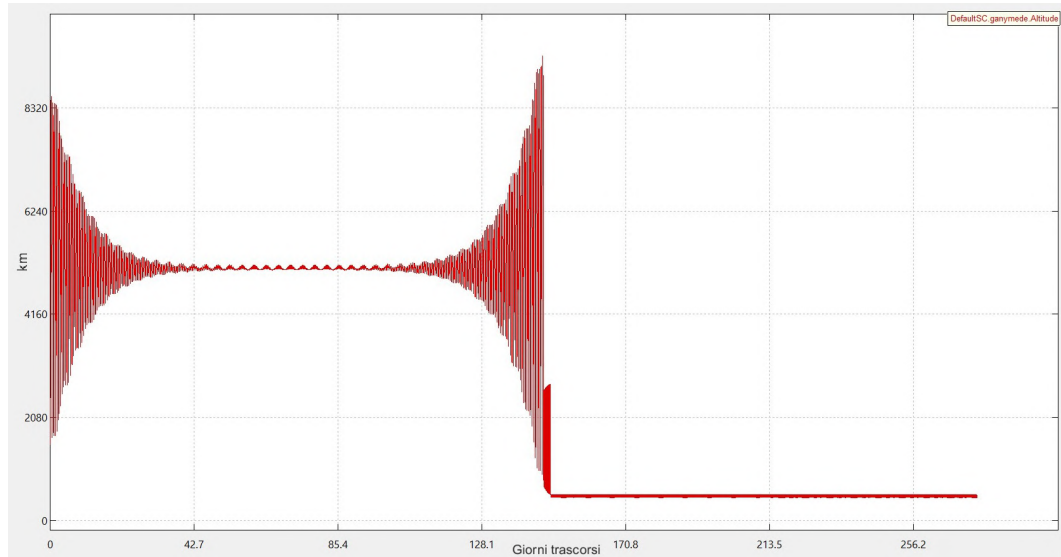


Figura 6.18: Orbita di *Juice* dal 20/9/2032 al 1/6/2033, simulazione effettuata su GMAT.

Nelle figure successive sono riportati i risultati ottenuti utilizzando il propagatore di *GMAT* settando i parametri come indicato nel capitolo precedente.

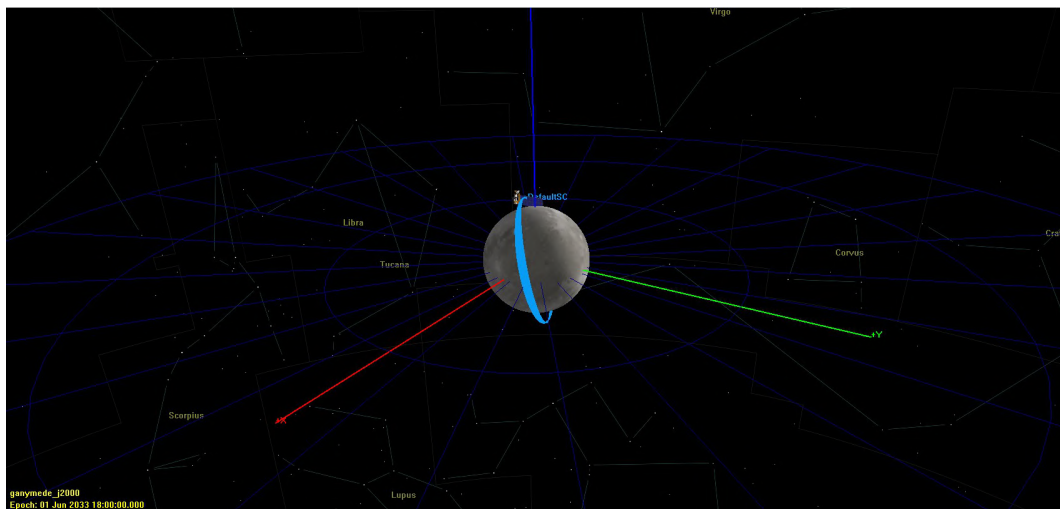


Figura 6.19: Rappresentazione dell'orbita GCO-500 espressa nel sistema di riferimento J2000 centrato in Ganimede.

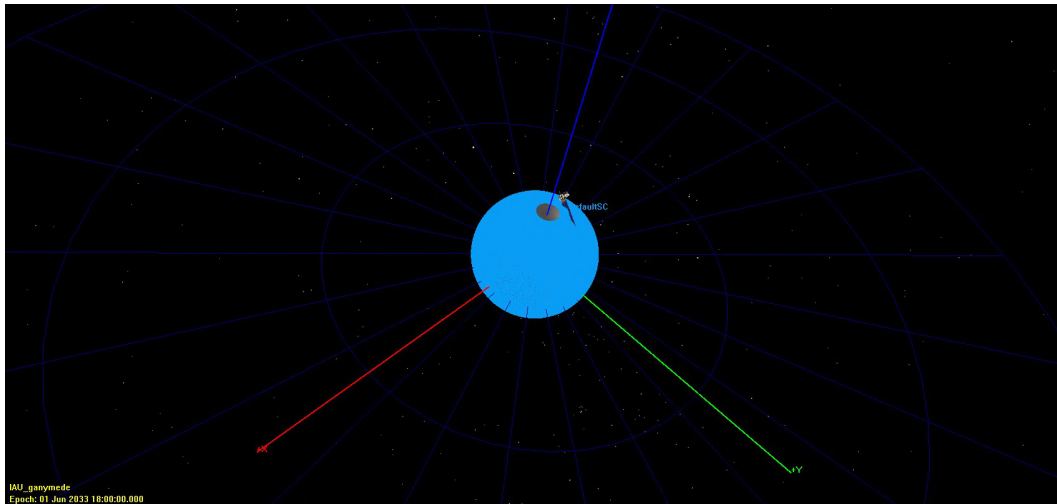


Figura 6.20: Rappresentazione della mappatura di Ganimede che si otterrà durante l'orbita GCO-500, come si può notare le uniche zone escluse sono quelle polari.

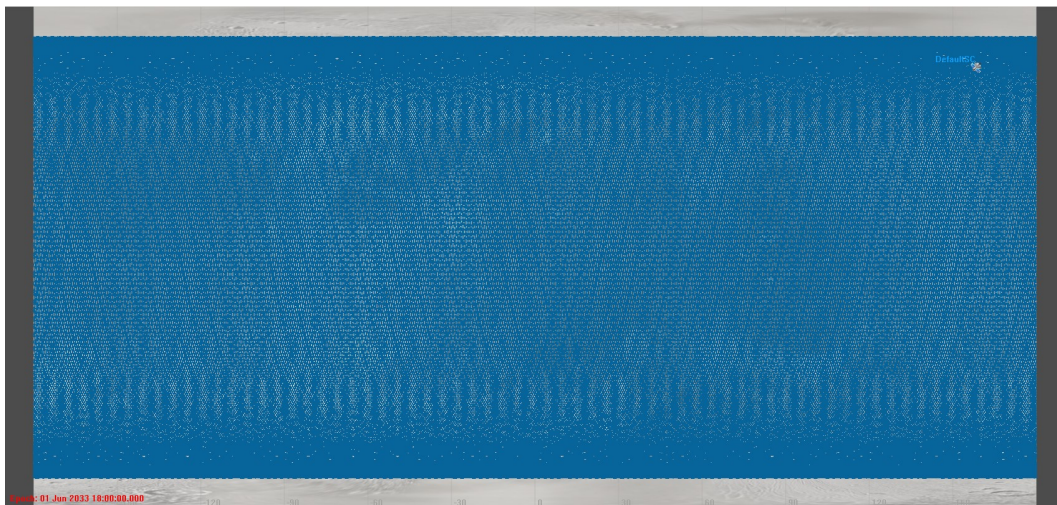


Figura 6.21: *Ground track* di GCO-500 a Ganimede; i valori di latitudine minima e massima concordano con quelli di Figura 6.6.

I valori in Figura 6.22 mostrano come la propagazione in *GMAT* ottenuta utilizzando solamente il campo gravitazionale di Ganimede genera orbite molto stabili e con oscillazione dei vari parametri fondamentali molto contenute rispetto ai kernel *SPK* forniti da *ESA* che simulano l'orbita considerando tutti i campi gravitazionali in gioco e le conseguenti perturbazioni che ne derivano.

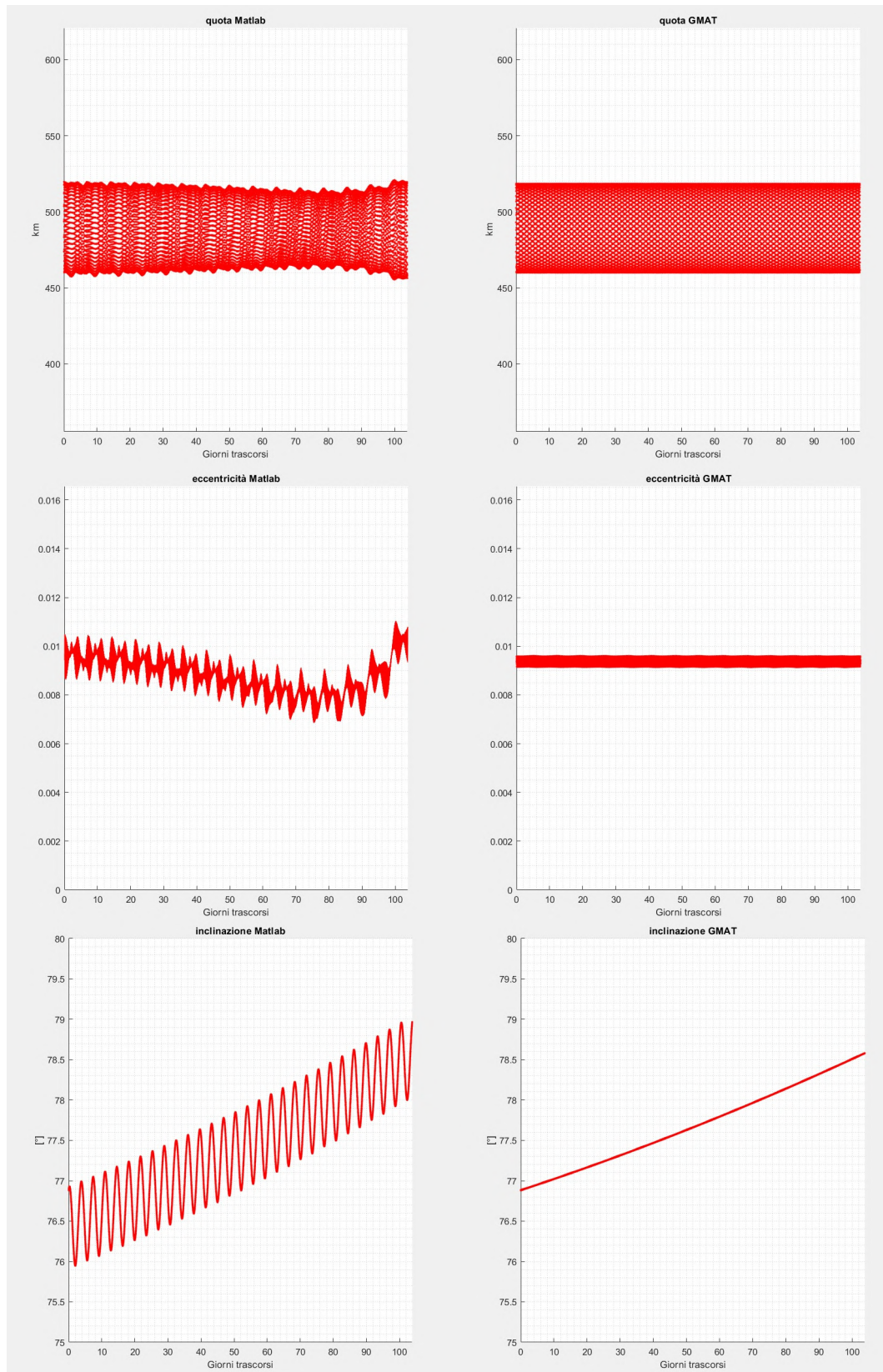


Figura 6.22: Confronto tra quota, eccentricità ed inclinazione tra l'orbita fornita da *ESA* (studio effettuato con Matlab) e la propagazione effettuata con *GMAT*.

6.5 Analisi librazione durante GCO-200

Per concludere è stato effettuato uno studio relativo ad un ipotetico prolungamento della missione inserendo un periodo di 30 giorni in orbita *GCO-200*. Si è quindi ipotizzato di applicare un ΔV lungo la direzione di volo (senza quindi cambiare il piano orbitale) di *Juice* in data 1/6/2033 in modo da rallentare lo spacecraft rendendo l'orbita leggermente eccentrica e un successivo ΔV per circularizzarla a 200 km di quota, completando di fatto un classico trasferimento di *Hohmann* per il quale sarà richiesto un dispendio in termini di ΔV inferiore a 100 m/s. Il motivo principale per cui *ESA* ha pensato ad un eventuale prolungamento della missione a quota più bassa è senza dubbio la possibilità di effettuare delle osservazioni tramite *Janus* ad una risoluzione spaziale di 3 m/pixel e di osservare con maggior accuratezza il fenomeno della *librazione*. Come è noto da vari studi scientifici, la presenza di una crosta ghiacciata e di un oceano sotto la superficie di Ganimede amplificano l'effetto gravitazionale di Giove su di esso, causando la variazione dell'orientazione dell'asse di *spin* e della velocità di rotazione. Questo fenomeno viene chiamato *librazione* e viene determinato matematicamente scomponendo l'oscillazione in varie armoniche, riportate in Figura 6.23.

Comp.	Mag. ["]	Period [day]	Phase [°]
1	47.7140	4333.2312	122.6300
2	40.9740	482.0612	67.4530
3	34.2820	462.5090	-77.1130
4	21.3700	485.6005	265.5810
5	17.6210	50.1419	190.8090
6	-12.6850	7.1556	254.6780
7	11.1100	209439.5102	159.8080
8	10.0940	50265.4825	127.7480
9	-6.8430	7.1548	56.5490
10	-5.1790	7.0509	142.1320
11	3.5140	2059.3855	-70.6870
12	3.1930	9636.7873	-33.9140
13	2.7990	11280.4045	-19.9690
14	-1.3490	12.5232	217.2250
15	-1.0880	6.2616	74.4360

Figura 6.23: Armoniche di librazione di Ganimede. 2019

Come si può notare le armoniche presenti hanno periodi molto differenti tra loro. È possibile suddividere le varie armoniche in:

- librazioni di lungo periodo: 1, 7, 8, 11, 12, 13. Non vengono considerate in quanto nell'intervallo di tempo preso in considerazione nell'analisi effettuata appaiono come una costante;
- librazioni di medio periodo: 2, 3, 4. Hanno un periodo circa 16 volte l'intervallo di tempo analizzato, quindi il loro contributo può essere modellato come una variazione lineare, poco apprezzabile nella simulazione effettuata;
- librazioni di bassa intensità: 14, 15. Hanno un periodo molto basso quindi decisamente apprezzabile nell'arco di 30 giorni ma l'intensità è di circa 1" e quindi difficilmente apprezzabile nella simulazione svolta;
- librazioni di breve periodo e di media intensità: 5, 6, 9, 10. Queste sono le oscillazioni più facilmente osservabili in particolare la 6a armonica in quanto ha una *magnitude* di 12.685" ed un periodo di 7.1556 giorni, quasi coincidente con il periodo di rotazione sincrono di Ganimede attorno a Giove.

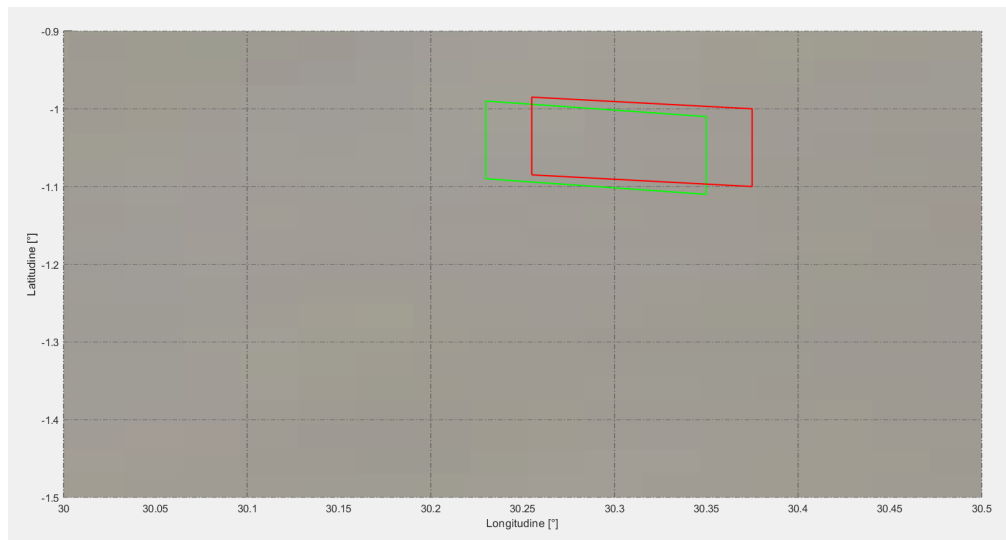


Figura 6.24: Rappresentazione del fenomeno di librazione. In verde è rappresentato il FOV atteso senza considerare la librazione, in rosso il FOV reale. Si nota un discostamento in termini di longitudine dato da una leggera variazione nella velocità di rotazione ed una leggera differenza nell'inclinazione data dalla precessione dell'asse di *spin* che comporta la variazione dell'orientazione nello spazio dello stesso.

Il motivo per cui è necessario abbassare la quota di volo per apprezzare maggiormente il cambiamento dell'asse di *spin* è il periodo orbitale in *GCO* – 500, che corrisponde ad un sottomultiplo intero del periodo della 6a armonica. Questo fatto impedisce una visualizzazione corretta del fenomeno. Si è scelto quindi di propagare l'orbita utilizzando *GMAT* ma introducendo in questo caso il campo gravitazione di Giove.

A differenza delle analisi svolte precedentemente, si è scelto un periodo di simulazione pari a 30 giorni evitando quindi una deformazione sensibile dell'orbita causata dalla mancanza delle operazioni di *station keeping*, ma rendendo possibile la visualizzazione del fenomeno di *librazione*.

Conclusione

Lo scopo di questo elaborato era quello di analizzare l'orbita $GCO-500$ che verrà percorsa dalla sonda *JUICE* attorno a *Ganimede*. Per poter effettuare l'analisi era necessario poter avere a disposizione dei dati molto precisi e il più possibile aggiornati e per questo motivo ci si è affidati ai *kernels* forniti da *ESA*. Un'analisi preliminare ha evidenziato come la fase antecedente l'orbita di interesse ($GEO-5000$) esposta nel *red-book* a settembre 2014 sia stata confermata dalla Figura 6.1. Successivamente è stato determinato l'intervallo di tempo in cui effettuare lo studio vero e proprio della $GCO-500$, identificando il periodo 17/02/2033 - 1/06/2033 come più opportuno, sulla base della stabilità dei 3 parametri orbitali primari esposti in Figura 6.2 e della quota in Figura 6.3. Una volta individuato il periodo corretto da analizzare è stata realizzata la traccia a terra sia in 3D che in 2D, che mette in luce come la latitudine massima e minima raggiunta dal *boresight* di *JANUS* sia di $\pm 80^\circ$ (dato atteso in quanto la combinazione di inclinazione e longitudine di nodo ascendente nel sistema di riferimento J2000, unita all'inclinazione dell'asse di *spin* di Ganimede rispetto all'eclittica portano l'orbita ad avere un'inclinazione di circa 80° rispetto al sistema *body-fixed* IAU_GANYMEDE).

Successivamente si è scelto di imporre un filtro relativo all'angolo di illuminazione da parte dei raggi solari al suolo individuando quindi una fascia, intesa come range di latitudine min-max, più ristretta rispetto alla casistica che non considerava questo parametro. In questo senso i grafici esposti a pagina 69 mostrano la chiara relazione presente tra l'angolo α e le zone raggiungibili in Figura 6.12 e la quantità di tempo disponibile per l'osservazione con un determinato angolo imposto in relazione alla durata complessiva di $GCO-500$, in Figura 6.13. Una volta effettuate le considerazioni di cui sopra è stato svolto uno studio relativo alle zone di interesse criovulcanico, verificando come non sia possibile l'osservazione della zona 6 illuminata dai raggi solari mentre per quanto riguarda le altre zone è necessario accettare un angolo di illuminazione superiore ai 70° . Si è infine calcolato il tempo complessivo che *JANUS* avrà a disposizione per osservare le zone selezionate con le condizioni fissate che sarà

di circa 5 ore, suddivise per zone come indica il grafico a torta a pagina 70. La forma del campo di vista della camera non influenza particolarmente i risultati ottenuti in questo elaborato in quanto il campo di vista proiettato copre un'area di almeno un ordine di grandezza inferiore rispetto all'area media coperta dalle *ROI* individuate.

L'elaborato termina ipotizzando di poter prolungare la missione abbassando la quota dell'orbita a 200 *km* con un piccolo dispendio in termini di ΔV , soffermandosi sugli effetti che la librazione ha sul *FOV* di Janus, ottenendo in Figura 6.24 i risultati attesi dalla teoria. Complessivamente sono stati raggiunti dei buoni risultati tenendo presente che l'*hardware* a disposizione per effettuare le simulazioni non ha permesso degli step molto più ravvicinati in termini di tempo che avrebbero permesso di ricavare dei dati più accurati. Senza dubbio una modello della superficie di Ganimede più preciso avrebbe migliorato l'accuratezza dell'angolo di illuminazione al suolo ma uno degli obiettivi di Juice è proprio quello di ottenere un *Digital Terrain Model* di Ganimede.

Bibliografia

- A. Simon (Goddard Space Flight Center), M.H. Wong (University of California, Berkeley), and the OPAL team (2020). *Giove ed Europa (sulla sinistra), immagine catturata dal telescopio spa-ziale Hubble il 25 agosto 2020. Foto scattata a 653 milioni di chilometridi distanza*. [Online; accessed 31 Gennaio, 2022]. URL: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/stsci-h-p2042a-f-1663x1663.png>.
- Aboudan Alessio , Debei Stefano , Colombatti Giacomo , Palumbo Pasquale (2019). *Analysis of Ganymede rotational state using JANUS telescope*. [journal IEEE]. URL: [doi:%2010.1109/MetroAeroSpace.2019.8869654](https://doi.org/10.1109/MetroAeroSpace.2019.8869654).
- Curtis, Howard D. (2010). In: *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, Elsevier.
- ESA (2013). *Payload*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: <https://www.cosmos.esa.int/web/juice/payload>.
- (2015). *ESA Ground station*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2013/01/Network_map#.YfkYRRdRAHc.link.
- (2016). *Juice.mission*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: <https://www.cosmos.esa.int/documents/529384/555314/Juice-sc.jpg/00404858-f168-45cc-8a35-14b7387ed2de?t=1464251641066>.
- (2017a). *Immagine simulazione di Juice nello spazio*. [Online; accessed 31 Gennaio, 2022]. URL: https://www.cosmos.esa.int/documents/529384/555312/JUICE1_small.jpg/41722466-187b-45fb-9c47-a0582f248448?t=1458742047000.
- (2017b). *Spacecraft info*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: <https://www.cosmos.esa.int/web/juice/spacecraft>.
- (2021). *Juice mission's kernels from ESA*. [Online; accessed 2 Febbraio, 2022]. URL: <https://www.cosmos.esa.int/web/spice/spice-for-juice>.
- ESA/ATG medialab (2019). *immaginePayload*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: <https://cdn.sci.esa.int/documents/33960/35396/>

- 1567214202664 - ESA_JUICE_Instruments.jpg/0c53652e-240a-1695-7def-74433cfb52d1?version=1.0&t=1567214253675.
- ESA/SRE (2014). *JUICE DEFINITION STUDY REPORT (RED BOOK)*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: https://sci.esa.int/documents/33960/35865/1567260128466-JUICE_Red_Book_i1.0.pdf.
- GMAT (2017). *General Mission Analysis Tool (GMAT) User Guide*. [Online; accessed 6 Febbraio, 2022]. URL: <http://gmt.sourceforge.net/doc/R2017a/html/>.
- JPL, NASA (2019). *SPICE tutorials*. [Online; accessed 2 Febbraio, 2022]. URL: <https://naif.jpl.nasa.gov/naif/tutorials.html>.
- (2022a). *API*. [Online; accessed 2 Febbraio, 2022]. URL: https://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/toolkit_docs/IDL/info/mostused.html.
- (2022b). *illumf routine*. [Online; accessed 2 Febbraio, 2022]. URL: https://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/toolkit_docs/IDL/icy/cspice_illumf.html.
- N. Schmitz , P. Palumbo , R. Jaumann , V. Della Corte , M. Zusi , J. M. Castro , M. Leese , S. Debei , D. Magrin , H. Michalik , G. Cremonese , H. Hoffmann , A. Holland , L. M. Lara , B. Fiethe , E. Friso , D. Greggio , M. Herranz , A. Koncz , A. Lichopoj , I. Martinez-Navajas , E. Mazzotta Epifani , H. Michaelis , T. Behnke , R. Ragazzoni , T. Roatsch , J. Rodrigo , E. Rodriguez , P. Schipani , M. Soman , M. Zaccariotto , the JANUS team (2014). *JANUS on JUICE: A Camera to Investigate Ganymede, Europa, Callisto and the Jovian System*. [Online; accessed 2 Febbraio, 2022]. URL: <https://ssed.gsfc.nasa.gov/IPM/2014/PDF/1054.pdf>.
- NAIF (2020). *An Overview of Reference Frames and Coordinate Systems in the SPICE Context*. [Online; accessed 2 Febbraio, 2022]. URL: https://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/toolkit_docs/Tutorials/pdf/individual_docs/17_frames_and_coordinate_systems.pdf.
- NASA (1996). *Rappresentazione artistica di Galileo*. [Online; accessed 31 Gennaio, 2022]. URL: https://photojournal.jpl.nasa.gov/jpegMod/PIA18176_modest.jpg.
- (2020). *NasaJuice*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: [https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=JUICE#:~:text=Mission%20Profile,at%20Jupiter%20in%20August%202031.\)](https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=JUICE#:~:text=Mission%20Profile,at%20Jupiter%20in%20August%202031.)).
- Nasa (2022). *Parametri Ganimede*. [Online; accessed 31 Gennaio, 2022]. URL: <https://solarsystem.nasa.gov/moons/jupiter-moons/ganymede/by-the-numbers/>.

- NASA/JPL-Caltech (2016). *Rappresentazione artistica di Juno*. [Online; accessed 31 Gennaio, 2022]. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/edu_juno_mission_jupiter.png.
- NASA/JPL-Caltech/SwRI/MSSS (2021). *Foto di Ganimede scattata da Juno*. [Online; accessed 31 Gennaio, 2022]. URL: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/pia24681-1041.jpg>.
- NASA/JPL-Caltech/University of Arizona (2010). *Mojave Crater*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: https://www.nasa.gov/images/content/427341main_pia12840-full.jpg.
- O. Grasset, E.J. Bunce, A. Coustenis, M.K. Dougherty, C. Erd, H. Hussmann, R. Jaumann, and O. Prieto-Ballesteros (2013). *Review of Exchange Processes on Ganymede in View of Its Planetary Protection Categorization*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: <https://elib.dlr.de/86914/1/Review%20of%20Exchange%20Processes%20on%20Ganymede.pdf>.
- P. Palumbo, R. Jaumann, G. Cremonese, H. Hoffmann, S. Debei, V. Della Corte, A. Holland, L.M. Lara, J.M. Castro, M. Herranz, A. Koncz, M. Leese, A. Lichopoj, D. Magrin, I. Martinez-Navajas, E. Mazzotta Epifani, H. Michaelis, R. Ragazzoni, T. Roatsch, E. Rodriguez, P. Schipani, N. Schmitz, M. Zaccariotto, M. Zusi, A. Adriani, O. Aharonson, J. Bell, O. Bourgeois, M.T. Capria, A. Coates, A. Coustenis, G. Di Achille, G. Forlani, S. van Gasselt, O. Groussin, K. Gwinner, J. Haruyama, E. Hauber, H. Hiesinger, Y. Langevin, R. Lopes, L. Marinangeli, W. Markiewicz, F. Marzari, M. Massironi, G. Mehall, G. Mitri, S. Mottola, J. Oberst, M. Pate, M.G. Pelizzo, C. Popa, F. Poulet, F. Preusker, R. Rodrigo, N. Schneider, A. SimonMiller, K. Stephan, Y. Takahashi, F. Tosi, M. Vincendon, R. Wagner (2014). *Janus: the visible camera onboard the esa juice mission to the jovian system*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: <https://elib.dlr.de/90175/1/2094.pdf>.
- Witasse, O., Altobelli, N., Andres, R., Atzei, A., Boutonnet, A., Budnik, F., Dietz, A., Erd, C., Evill, R., Lorente, R., Munoz, C., Pinzan, G., Scharnberg, C., Suarez, A., Tanco, I., Torelli, F., Torn, B., and Vallat, C. and the JUICE Science Working Team (2021). *Europlanet Science Congress 2021*. [Online; accessed 1 Febbraio, 2022]. URL: <https://doi.org/10.5194/epsc2021-358>.