UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI NAPOLI
"FEDERICO II"

FACOLTA' DI INGEGNERIA

CORSO DI LAUREA
IN
INGEGNERIA AEROSPAZIALE

DIPARTIMENTO DI SCIENZA E INGEGNERIA DELLO SPAZIO
"LUIGI G. NAPOLITANO"

SVILUPPO DI UN PROPAGATORE ORBITALE ED ANALISI DELLA MISSIONE PostEPS

Relatore
Prof. Michele Grassi

Candidati
Alfonso Barbuto
Guido Zucca

Correlatori
Prof. Marco Derrico
Ing. Claudio Papa

Anno Accademico 2008/2009

INDICE

Introduzione

Capitolo 1: La missione *Post - EPS*

- 1.1. Genesi della missione 1
- 1.2. Sviluppo della missione 2
- 1.3. Obiettivi della missione 3
- 1.4. Priorità della missione 3
- 1.5. Missioni di osservazione 4
- 1.6. Il ruolo del Co.Ri.S.T.A. nel progetto 5
- 1.7. Principio di funzionamento del radiometro 7
- 1.8. Requisiti per il radiometro 10
- 1.9. Parametri sensibili per la calibrazione 11
- 1.10. Requisiti per il *coverage* 12
- 1.11. Caratteristiche dell'orbita della missione 13

Capitolo 2: Modello analitico per l'analisi di missione

- 2.1. Premessa 16
- 2.2. Caratterizzazione della meccanica orbitale 17
  - 2.2.1. I parametri orbitali 17
  - 2.2.2. Il problema dei due corpi 22
    - 2.2.2. 1. Ipotesi semplificative 22
    - 2.2.2.2. Equazioni del moto per il problema dei due corpi 23
  - 2.2.3. Anomalia eccentrica: calcolo dell'anomalia vera 25
  - 2.2.4. Perturbazioni orbitali 28
    - 2.2.4.1. Non sfericità del campo gravitazionale: teoria del potenziale 29
  - 2.2.5. Le orbite eliosincrone 32
    - 2.2.5.1. Il *design* di un'orbita eliosincrona 33
  - 2.2.6. Il *coverage* 35
    - 2.2.6.1. Copertura per un singolo satellite in orbita LEO 37
- 2.3. Sistemi di riferimento nello spazio e nel tempo 40
  - 2.3.1. I sistemi di riferimento geocentrici 41
  - 2.3.2. Sistemi di riferimento per la misura dei tempi 44
  - 2.3.3. Relazione tra longitudine ed ascensione retta 46
  - 2.3.4. I sistemi di riferimento orbitanti 48
- 2.4. Parametri sensibili per la calibrazione 49
  - 2.4.1. *β angle* medio e reale: approssimazioni successive 50
  - 2.4.2. Occorrenze e probabilità, il cuore dell'analisi orbitale 53

Capitolo 3: Architettura e validazione del *software*

- 3.1. Introduzione 55
- 3.2. Obiettivi dello studio 56
- 3.3. Logica alla base del *software* 57
- 3.4. *Input* forniti dall'utente 60

- **3.5. Propagazione analitica 64**
- **3.6. Utilizzo delle effemeridi pre – esistenti 70**
- **3.7. Utilizzo delle *SPICE* come interpolatori 72**
- **3.8. Analisi orbitale 73**
  - **3.8.1. Calcolo del *β angle* medio 73**
  - **3.8.2. *Moon occurency* 78**
  - **3.8.3. *Moon probability* 80**
  - **3.8.4. Studio delle antenne 83**
    - **3.8.4.1. Definizione del riferimento sullo strumento 85**
    - **3.8.4.2. Interazione con i corpi celesti 88**
    - **3.8.4.3. Importanza di un'accurata discretizzazione temporale 90**
- **3.9. Il *coverage* 91**
  - **3.9.1. *Input* richiesto 92**
  - **3.9.2. Propagazione analitica dedicata 93**
  - **3.9.3. *Groundtrack* 94**
  - **3.9.4. Mappa di *coverage* 96**
    - **3.9.4.1. Intersezioni con la superficie terrestre 96**
    - **3.9.4.2. Costruzione del poligono di osservazione 99**
    - **3.9.4.3. Calcolo della copertura e delle occorrenze 105**
- **3.10. Validazione del *software* 106**
  - **3.10.1. La validazione del propagatore: *test case* dedicati 107**
    - **3.10.1.1. Orbita Polare con RAAN pari a 90° 108**
    - **3.10.1.2. Orbita circolare Equatoriale 109**
    - **3.10.1.3. Orbita Equatoriale: inclinazione dell'eclittica 110**
    - **3.10.1.4. Propagazione del Sole: errore dovuto al moto medio 112**
  - **3.10.2. Analisi orbitale: verifica dei risultati attesi 115**
    - **3.10.2.1. Verifica del *β angle* medio 115**
    - **3.10.2.2. Verifica della *Moon occurrency* 117**
    - **3.10.2.3. Verifica della *Moon probability* 120**
    - **3.10.2.4. *Test case* orbitale partendo dal *β angle* medio 123**
  - **3.10.3. *Test case* sulle antenne 126**
    - **3.10.3.1. Antenna orientata lungo il vettore h 126**
    - **3.10.3.2. Antenna nadirale 130**
    - **3.10.3.3. Verifica della rotazione dell'antenna 133**
    - **3.10.3.4. Angolo dell'antenna rispetto alla Terra 134**
- **3.11. *Test case* relativi al *coverage* 136**
  - **3.11.1. *Coverage* con antenna in direzione nadirale 136**
  - **3.11.2. *Coverage* su di un satellite geostazionario 139**

Capitolo 4: Analisi dei risultati

- **4.1. Introduzione 142**
- **4.2. Propagazione orbitale 142**
- **4.3. Parametri sensibili della calibrazione 144**
  - **4.3.1. Il *β angle* medio 145**
  - **4.3.2. Occorrenze e probabilità: scelta delle orientazioni 147**
- **4.4. I risultati dell'analisi di *coverage* 154**

Appendice I: Le librerie *SPICE & NAIF*

- I.I. Le librerie *SPICE* e il *PDS* ____ I
- I.II. Potenzialità del sistema *SPICE* ____ II
- I.III. Definizione dei sistemi di riferimento ____ V
  - I.III.I. Sistema di riferimento inerziale ____ V
  - I.III.II. Sistema di riferimento *body fixed* ____ VI
  - I.III.III. Sistema di riferimento visto sul satellite ____ VII
  - I.III.IV. Sistema di riferimento fisso sullo strumento ____ X
- I.IV. Definizione del tempo ____ XII
- I.V. Utilizzo delle *SPICE* ____ XIV
  - I.V.I. La *SPICE furnsh* ____ XIV
  - I.V.II. La *SPICE str2et* ____ XV
  - I.V.III. La *SPICE spkpos* ____ XVI
  - I.V.IV. La *SPICE spkezr* ____ XVII
  - I.V.V. La *SPICE recrad* ____ XVII
  - I.V.VI. La *SPICE srfxpt* ____ XVIII
- I.VI. Difficoltà legate all'utilizzo delle *SPICE* ____ XIX
  - I.VI.I. *SPICE* come *black box* ____ XX
  - I.VI.II. *SPICE* come interpolatore ____ XX
  - I.VI.III. *SPICE* nel caso di effemeridi non presenti di *default* ____ XXIV

Appendice II: Manuale d'uso del *software*

- II.I. Lanciare il *software* da eseguibile ____ I
- II.II. Lanciare il *software* da *file* ____ II
  - II.II.I. Inizializzazione del *software* ____ III
- II.III. Organizzazione dei *file* ____ VI
- II.IV. *Layout* dell'interfaccia ____ XII
- II.V. Inizializzazione dell'interfaccia ____ XIII
- II.VI. Selezione del modello gravitazionale ____ XIV
- II.VII. Numero di orbite e periodo orbitale ____ XVII
- II.VIII. Scelta inerente la propagazione ____ XVIII
  - II.VIII.I. *Ephemeris Gen* ____ XVIII
  - II.VIII.II. *Load ephemeris* ____ XXII
- II.IX. *SPICE interp* ____ XXV
- II.X. Analisi orbitale ____ XXVI
  - II.X.I. *Mean β Angle* ____ XXVII
  - II.X.II. Antenna ____ XXX
    - II.X.II.I. Definizione dell'antenna di interesse ____ XXXI
    - II.X.II.II. Caricamento di un'antenna precedentemente definita ____ XXXII
    - II.X.II.III. Corpi celesti implementati ____ XXXV
    - II.X.II.IV. Chiusura della parte relativa alle antenne ____ XXXV
- II.XI. *Coverage* ____ XXXVI
  - II.XI.I. Definizione dei parametri richiesti ____ XXXVII
  - II.XI.II. Risultati ____ XXXVIII
  - II.XI.III. Chiusura della parte relativa al *coverage* ____ XXXIX
- II.XII. Dati in uscita ____ XXXIX
  - II.XII.I. *Plot results* ____ XL
  - II.XII.II. *Save results* ____ XLIII

Conclusione

INDICE DELLE FIGURE E DELLE TABELLE

Capitolo 1

- *Fig. 1-1: Configurazione dell'antenna del radiometro per la missione Post - EPS* 8
- *Fig. 1-2: Gerarchia della missione Post – EPS* 15

- *Tab. 1-1: Fasi dedicate alla progettazione della missione Post - EPS* 2
- *Tab. 1-2: Principali caratteristiche dell'orbita di Post - EPS* 14

Capitolo 2

- *Fig. 2-1: Asse maggiore di un orbita.* 17
- *Fig. 2-2: Orbite al variare dell'eccentricità.* 18
- *Fig. 2-3: Definizione dell'inclinazione dell'orbita.* 19
- *Fig. 2-4: Esempi di orbite. In ordine: polare, equatoriale, retrograda prograda.* 20
- *Fig. 2-5: Definizione dell'Ascensione retta del nodo ascendente per un orbita qualunque.* 20
- *Fig. 2-6: Definizione dell'argomento del perigeo.* 21
- *Fig. 2-7: Definizione dell'argomento del perigeo.* 22
- *Fig. 2-8: Il problema dei due corpi* 23
- *Fig. 2-9: Anomalia eccentrica.* 26
- *Fig. 2-10: Schematizzazione della geometria sole-Terra.* 34
- *Fig. 2-11: Inclinazone Vs quota per un orbita eliosincrona.* 35
- *Fig. 2-12: In ordine lessico-grafico latino, Global Coverage, Regional Coverage, Zonal Coverage.* 36
- *Fig. 2-13: Schematizzazione geometrica del coverage.* 37
- *Fig. 2-14:Traccia a terra per una singola orbita e distanza tra due tracce successive.* 39
- *Fig. 2-15: Precessione degli equinozi dal 100 a.c. ad oggi.* 42
- *Fig. 2-16: Sistemi di riferimento geocentrici.* 44
- *Fig. 2-17:Relazione fra l'ascensione retta di Greenwich, quella di un meridiano generico e la longitudine di quest'ultimo* 47
- *Fig. 2-18: Schematizzazione dell'orbita di Post – EPS* 49
- *Fig. 2-19: Definizione del β angle* 50
- *Fig. 2-20: Vettore quantità di moto (h), complementare di β* 51
- *Fig. 2-21: Real β angle, configurazione geometrica.* 52
- *Fig. 2-22: Visualizzazione grafica della Probability.* 54

Capitolo 3

- *Fig. 3-1: Flusso logico del programma sviluppato* 59
- *Fig. 3-2: Parte di interfaccia dedicata alla scelta del modello del campo gravitazionale* 61
- *Fig. 3-3: Parte di interfaccia dedicata alla gestione del tempo d'analisi* 61
- *Fig. 3-4: Parte di interfaccia dedicata alla definizione di tutti i parametri orbitali* 62
- *Fig. 3-5: Esempio di file di testo per l'inizializzazione del programma* 62
- *Fig. 3-6: Rappresentazione delle modalità di input* 63
- *Fig. 3-7: Rappresentazione del funzionamento del propagatore* 65
- *Fig. 3-8: Processo operativo alla base del propagatore orbitale* 66
- *Fig. 3-9: Rappresentazione del loop di calcolo del propagatore* 67
- *Fig. 3-10: Finestra per il salvataggio delle effemeridi generate* 67
- *Fig. 3-11: Rappresentazione di una singola orbita in funzione dei parametri orbitali definiti* 68
- *Fig. 3-12: Rappresentazione dell'orario locale sul nodo ascendente* 69
- *Fig. 3-13: Finestra di selezione e caricamento delle effemeridi desiderate* 70

- *Fig. 3-14: Aspetto dell'interfaccia al momento della selezione delle effemeridi da caricare* 71
- *Fig. 3-15: Diagramma di flusso dell'interpolazione SPICE* 72
- *Fig. 3-16: Rappresentazione del β angle medio* 74
- *Fig. 3-17: Flusso logico sul quale si basa il calcolo del β angle medio* 75
- *Fig. 3-18: Andamento del β angle medio per il Sole e per la Luna* 77
- *Fig. 3-19: Determinazione delle occorrenze della Luna* 78
- *Fig. 3-20: Rappresentazione della logica della ricerca per l'assegnazione delle occorrenze della Luna* 79
- *Fig. 3-21: Istogramma delle occorrenze della Luna* 79
- *Fig. 3-22: Calcolo del tempo di permanenza della Luna* 81
- *Fig. 3-23: Porzione di cielo di interesse ai fini della calibrazione* 82
- *Fig. 3-24: Istogramma riferito al tempo speso dalla Luna lungo la direzione di puntamento* 82
- *Fig. 3-25: Rappresentazione di una mappa di puntamento in funzione di azimuth ed elevazione* 83
- *Fig. 3-26: Rappresentazione del β angle reale, in questo caso indicato con φ* 84
- *Fig. 3-27: Loop per lo studio delle antenne* 85
- *Fig. 3-28: Possibilità di definire e gestire un'antenna rotante* 86
- *Fig. 3-29: Salvataggio del frame kernel definito per l'antenna* 87
- *Fig. 3-30: Rappresentazione dell'angolo di vista rispetto all'orizzonte terrestre* 89
- *Fig. 3-31: Flusso di calcolo effettuato per il coverage* 92
- *Fig. 3-32: Finestra di gestione degli input dedicati al coverage* 93
- *Fig. 3-33: Flusso di calcolo necessario alla determinazione della traccia a terra del satellite* 94
- *Fig. 3-34: Rappresentazione della ground track del satellite per una singola orbita* 95
- *Fig. 3-35: Flusso logico nella determinazione del coverage* 96
- *Fig. 3-36: Rappresentazione della mask considerata* 100
- *Fig. 3-37: Rappresentazione delle mask per una singola orbita* 100
- *Fig. 3-38: Costruzione del poligono di osservazione intorno ai punti di osservazione a Terra* 102
- *Fig. 3-39: Errore nella costruzione del poligono di osservazione* 103
- *Fig. 3-40: Ottenimento del poligono di osservazione per l'intera orbita del satellite* 104
- *Fig. 3-41: Rappresentazione del covrage e della ripetitività per 3 orbite* 106
- *Fig. 3-42: Test case orbita kepleriana circolare Ω = 90°, i = 90°.* 108
- *Fig. 3-43: Raffigurazione di un'orbita kepleriana circolare di parametri Ω = 90°, i = 90°* 109
- *Fig. 3-44: Test case orbita kepleriana circolare Ω = 0°, i = 0°* 110
- *Fig. 3-45: Test case orbita kepleriana circolare Ω = 0°, i = 0°* 110
- *Fig. 3-46: Test case orbita kepleriana circolare Ω = 0°, i = 0°, Sole al solstizio d'estate* 111
- *Fig. 3-47: Test case orbita kepleriana circolare Ω = 0°, i = 0°, Sole al solstizio d'estate* 112
- *Fig. 3-48: Test case Componenti del sole nel riferimento ECIJ2000.* 113
- *Fig. 3-49: Diagramma dell'andamento del Sole vero dalla Terra* 114
- *Fig. 3-50: Diagramma dell'errore in termini di distanza derivante dall'ipotesi di Sole medio* 114
- *Fig. 3-51: Andamento del β angle medio calcolato da DEIMOS* 116
- *Fig. 3-52: Andamento del β angle medio calcolato tramite il software sviluppato* 116
- *Fig. 3-53: Occorrenze della Luna determinate da DEIMOS* 117
- *Fig. 3-54: Occorrenze della Luna determinate tramite il software sviluppato* 118
- *Fig. 3-55: Problemi nella gestione della ricerca delle occorrenze* 119
- *Fig. 3-56: Effetti di una discretizzazione non accurata sul risultato* 119
- *Fig. 3-57: Incertezza dell'andamento della funzione sul picco della curva* 120
- *Fig. 3-58: Presenza della Luna determinata da DEIMOS* 121
- *Fig. 3-59: Presenza della Luna ottenuta tramite il software sviluppato* 121
- *Fig. 3-60: Mappa in funzione di elevazione ed azimuth ottenuta da DEIMOS* 122
- *Fig. 3-61: Mappa in funzione di elevazione ed azimuth ottenuta tramite il software sviluppato* 123
- *Fig. 3-62: Andamento del β angle medio per una data iniziale pari al 01 Gen 2018 00:00:00 ed LTAN = 21:30* 124
- *Fig. 3-63: Andamento del β angle medio per una data iniziale pari al 01 Giu 2018 00:00:00 ed LTAN = 21:30* 124

- *Fig. 3-64: Andamento del β angle medio per una data iniziale pari al 01 Gen 2018 00:00:00 ed LTAN = 9:30* ____ *125*
- *Fig. 3-65: Rappresentazione del β angle medio rispetto al Sole* ____ *126*
- *Fig. 3-66: Rappresentazione del β angle reale rispetto al Sole* ____ *127*
- *Fig. 3-67: Zoom dei risultati riferiti al β angle reale* ____ *127*
- *Fig. 3-68: Confronto degli andamenti dei risultati ottenuti per il Sole* ____ *128*
- *Fig. 3-69: Rappresentazione del β angle medio rispetto alla Luna* ____ *129*
- *Fig. 3-70: Rappresentazione del β angle reale rispetto alla Luna* ____ *129*
- *Fig. 3-71: Confronto degli andamenti dei risultati ottenuti per la Luna* ____ *130*
- *Fig. 3-72: Calcolo analitico effettuato per una singola orbita il 20 marzo 2018 alle 11:44:00* _ *131*
- *Fig. 3-73: Andamento del β rispetto al Sole su di una singola orbita il 20 marzo 2018 alle 16:15:00* ____ *132*
- *Fig. 3-74: Andamento del β in caso di rotazione dell'antenna approssimata a 3 punti* ____ *133*
- *Fig. 3-75: Calcolo dell'angolo tra la direzione dell'antenna e la Terra sfruttando la quota fissata* ____ *134*
- *Fig. 3-76: Calcolo dell'angolo tra la direzione dell'antenna e la Terra sfruttando il vettore posizione* ____ *135*
- *Fig. 3-77: Rappresentazione dell'errore sfruttando la quota al posto del modulo del vettore posizione* ____ *136*
- *Fig. 3-78: Antenna nadirale. Confronto tra la traccia della direzione di puntamento e la ground track. In rosso la traccia a terra, in nero i punti di intersezione rispetto alla superficie terrestre* ____ *137*
- *Fig. 3-79: Differenza in termini di longitudine tra la traccia a terra e le intersezioni ricavate per il puntamento* ____ *138*
- *Fig. 3-80: Differenza in termini di latitudine tra la traccia a terra e le intersezioni ricavate per il puntamento* ____ *138*
- *Fig. 3-81: Differenze tra la posizione istantanea del satellite e la determinazione del punto sub - satellite* ____ *139*
- *Fig. 3-82: Visualizzazione in scala di un'orbita geostazionaria* ____ *140*
- *Fig. 3-83: Risultati inerenti l'analisi di coverage di un'orbita geostazionaria* ____ *141*

Capitolo 4

- *Fig. 4-1: Singola orbita di Post - EPS, in un sistema di riferimento ECI.* ____ *143*
- *Fig. 4-2: Groundtrack di Post - EPS,* ____ *144*
- *Fig. 4-3: Beta angle per Sole e Luna.* ____ *146*
- *Fig. 4-4: β_{sun} calcolato per due anni.* ____ *147*
- *Fig. 4-5: β_{moon} calcolato per un anno* ____ *148*
- *Fig. 4-6: Moon Occurrency, per 7 anni.* ____ *148*
- *Fig. 4-7: Moon Occurrency, calcolata per 6 mesi.* ____ *149*
- *Fig. 4-8: Moon probability* ____ *150*
- *Fig. 4-9: Semisfera considerata per la priezione della probabilità.* ____ *151*
- *Fig. 4-10:β angle proiettato sulla semisfera di interesse.* ____ *152*
- *Fig. 4-11: β angle reale rispetto alla Luna* ____ *152*
- *Fig. 4-12: β angle reale rispetto al Sole* ____ *153*
- *Fig. 4-13: β angle reale rispetto al Sole, particolare del periodo orbitale.* ____ *153*
- *Fig. 4-14: Schermata riassuntiva degli output della analisi di coverage.* ____ *154*
- *Fig. 4-15: parametri di coverage, copertura dopo 24 h.* ____ *155*
- *Fig. 4-16: parametri di coverage, copertura dopo 48 h.* ____ *155*
- *Fig. 4-17: Visualizzazione di copertura per 24 ore.* ____ *156*

Appendice I

- *Fig. I-I: Informazioni disponibili sfruttando i Kernel files* ____ *III*
- *Fig. I-II: Flusso logico operativo delle librerie SPICE* ____ *IV*
- *Fig. I-III: Rappresentazione dei sistemi di riferimento inerziali contenuti nelle librerie SPICE VI*
- *Fig. I-IV: Rappresentazione del sistema ECEF* ____ *VII*
- *Fig. I-V: Definizione del sistema di riferimento orbitante* ____ *IX*
- *Fig. I-VI: Convenzione relativa agli Angoli di Eulero* ____ *XI*
- *Fig. I-VII: Definizione dell'Universal Time* ____ *XIII*
- *Fig. I-VIII: Confronto dei risultati tra un calcolo analitico e le SPICE* ____ *XXI*
- *Fig. I-IX: Stima dell'errore commesso* ____ *XXII*
- *Fig. I-X: Stima dell'errore commesso cambiando il valore iniziale dell'interpolazione* ____ *XXIII*
- *Fig. I-XI: Problemi di da aliasing con un passo di interpolazione di 10 volte maggiore rispetto alla propagazione* ____ *XIV*
- *Fig. I-XII: Problemi di instabilità con un passo di interpolazione di 100 volte maggiore rispetto alla propagazione* ____ *XXIV*
- *Fig. I-XIII: Flusso logico per sfruttare le SPICE nell'analisi di un corpo extra* ____ *XXV*
- *Fig. I-XIV: Flusso logico alla base della generazione di un SPK file* ____ *XXVI*

Appendice II

- *Fig. II-I: Visualizzazione dell'applicazione MCRinstaller* ____ *I*
- *Fig. II-II: Visualizzazione dell'eseguibile del software* ____ *II*
- *Fig. II-III: Lanciare il software da file* ____ *III*
- *Fig. II-IV: Set path* ____ *IV*
- *Fig. II-XIV: Add with Subfolders* ____ *V*
- *Fig. II-XV: Lancio del file di batch* ____ *V*
- *Fig. II-VII : Disposizione dei file all'interno della cartella* ____ *VI*
- *Fig. II-VIII: Elenco dei file bsp* ____ *VII*
- *Fig. II-IX: Elenco dei file exe* ____ *VII*
- *Fig. II-X: Visualizzazione dei File Folder* ____ *VIII*
- *Fig. II-XI: Visualizzazione del file FK* ____ *VIII*
- *Fig. II-XII: Elenco degli mfile* ____ *IX*
- *Fig. II-XIII: Elenco dei tk file* ____ *X*
- *Fig. II-XIV: Visualizzazione dei TLS file* ____ *X*
- *Fig. II-XV: Visualizzazione dei TPC file* ____ *XI*
- *Fig. II-XVI: Visualizzazione dei TXT file* ____ *XI*
- *Fig. II-XVII: Layout dell'interfaccia utente* ____ *XII*
- *Fig. II-XVIII: Aggiornamento del file initial values* ____ *XIII*
- *Fig. II-XIX: Valori iniziali definiti dall'utente via file* ____ *XIII*
- *Fig. II-XX: Gestione degli input da interfaccia* ____ *XIV*
- *Fig. II-XXI: Selezione di un'orbita perturbata* ____ *XV*
- *Fig. II-XXII: Input relativo al caso di orbita perturbata eliosincrona* ____ *XV*
- *Fig. II-XXIII: Input relativo al caso di orbita perturbata generica* ____ *XVI*
- *Fig. II-XXIV: Messaggio di warning dovuto alla mancata selezione del tipo di orbita desiderata* ____ *XVI*
- *Fig. II-XXV: Input relativo al caso di orbita non perturbata* ____ *XVII*
- *Fig. II-XXVI: Warning dovuto alla mancata selezione dei parametri fondamentali alla descrizione dell'orbita* ____ *XVII*
- *Fig. II-XXVII: Visualizzazione del periodo orbitale e del numero di orbite* ____ *XVIII*
- *Fig. II-XXVIII: Possibilità inerenti la propagazione orbitale* ____ *XVIII*
- *Fig. II-XXIX: Parametri temporali richiesti in ingresso dal propagatore orbitale* ____ *XIX*
- *Fig. II-XXX: Finestra di salvataggio delle effemeridi* ____ *XXI*

- *Fig. II-XXXI: Possibilità di sovrascrittura di un file di effemeridi pre – esistenti* _____ *XXII*
- *Fig. II-XXXII: Warning relativo al mancato salvataggio delle effemeridi generate* _____ *XXII*
- *Fig. II-XXXIII: Schermata di caricamento delle effemeridi* _____ *XXIII*
- *Fig. II-XXXIV: Aspetto dell'interfaccia conseguente all'attivazione del tasto Load ephemeris* _____ *XXIII*
- *Fig. II-XXXV: Warning conseguente all'attivazione del tasto Load ephemeris* _____ *XXIII*
- *Fig. II-XXXVI: Warning dovuto all'annullamento del caricamento delle effemeridi* _____ *XXIV*
- *Fig. II-XXXVII: Warning successivo al caricamento del file di effemeridi* _____ *XXIV*
- *Fig. II-XXXVIII: Visualizzazione del file di effemeridi caricato* _____ *XXV*
- *Fig. II-XXXIX: Visualizzazione del tasto associato all'interpolazione tramite SPICE* _____ *XXV*
- *Fig. II-XL: Parametri da gestire per definire l'interpolazione* _____ *XXVI*
- *Fig. II-XLI: Analisi orbitale consentita dal software* _____ *XXVII*
- *Fig. II-XLII: Menu di selezione dei corpi celesti nel caso di analisi orbitale media* _____ *XXVII*
- *Fig. II-XLIII: Processi necessari all'abilitazione di un'analisi orbitale media* _____ *XXVIII*
- *Fig. II-XLIV: Warning dovuto alla mancata selezione del corpo celeste rispetto al quale effettuare l'analisi* _____ *XXVIII*
- *Fig. II-XLV: Calcolo delle occorrenze e del tempo di permanenza* _____ *XXIX*
- *Fig. II-XLVI: Warning dovuto al mancato calcolo del β angle medio* _____ *XXIX*
- *Fig. II-XLVII: Finestra per la definizione dell'antenna* _____ *XXX*
- *Fig. II-XLVIII: Parametri richiesti per la definizione di un'antenna* _____ *XXXI*
- *Fig. II-XLIX: Modifica della sequenza di rotazione* _____ *XXXI*
- *Fig. II-L: Abilitazione della rotazione dell'antenna* _____ *XXXII*
- *Fig. II-LI: Caricamento del file di configurazione dell'antenna* _____ *XXXIII*
- *Fig. II-LII: Warning dovuto al mancato caricamento di un file di configurazione per l'antenna* _____ *XXXIV*
- *Fig. II-LIII: Disabilitazione della possibilità dell'analisi reale dovuta al mancato caricamento del file di configurazione* _____ *XXXIV*
- *Fig. II-LIV: Visualizzazione del file di configurazione utilizzato per l'analisi dell'antenna* *XXXIV*
- *Fig. II-LV: Corpi celesti implementati nel caso di un'analisi reale centrata sull'antenna* __ *XXXV*
- *Fig. II-LVI: Warning dovuto alla mancata selezione di un corpo celeste per l'analisi* _____ *XXXV*
- *Fig. II-LVII: Chiusura della parte riferita alle antenne* _____ *XXXVI*
- *Fig. II-LVIII: Visualizzazione del tasto dedicato al coverage* _____ *XXXVI*
- *Fig. II-LIX: Aspetto dell'interfaccia legato allo studio del coverage* _____ *XXXVII*
- *Fig. II-LX: Parametri caratteristici richiesti per l'analisi di coverage* _____ *XXXVII*
- *Fig. II-LXI: Visualizzazione dei risultati relativi ad un'analisi di coverage* _____ *XXXVIII*
- *Fig. II-LXII: Chiusura della parte riferita al coverage* _____ *XXXIX*
- *Fig. II-LXIII: Opzioni offerte all'utente in funzione degli output* _____ *XL*
- *Fig. II-LXIV: Layout dell'interfaccia quando nessun plot è attivo* _____ *XL*
- *Fig. II-LXV: Elenco di tutte le opzioni possibili di visualizzazione* _____ *XLI*
- *Fig. II-LXVI: Visualizzazione delle schermata per la gestione dei valori da salvare* _____ *XLIII*
- *Fig. II-LXVII: Visualizzazione del tasto di quit e del successivo messaggio mostrato all'utente* _____ *XLIV*

Introduzione

Il lavoro di tesi di seguito presentato è stato sviluppato presso il *Co.Ri.S.T.A.* (Consorzio di Ricerca sui Sistemi di Telerilevamento Avanzati) di Napoli, impegnato nello studio del radiometro *MWI - MWS* (MicroWave Imager - MicroWave Sounder) che verrà imbarcato a bordo per la missione *Post - EPS*. Il programma finanziato dall'*ESA* (*European Space Agency*) e che vede come primo contrattore la Thales Alenia Space Italia di Roma, è incluso nel più ampio progetto *Living Planet*, finalizzato all'osservazione del clima del pianeta, e curato dell'Agenzia *Eumetsat*, interfaccia diretta tra gli utilizzatori e i committenti del programma.

Attualmente è in corso la *fase 0* del progetto che prevede anche l'analisi orbitale della missione, con l'obiettivo di stimare i parametri fondamentali per la definizione del *payload* del satellite.

In tale contesto si inserisce questo lavoro di tesi, incentrato sull'analisi della missione *Post-EPS*. Tale analisi ha richiesto lo sviluppo di un propagatore orbitale che rendesse possibile sia effettuare un'analisi di *coverage* che determinare i parametri che influenzano la strumentazione di bordo. In particolare dato l'impiego del radiometro e l'elevata precisione richiesta durante la calibrazione dello stesso, è stato fondamentale determinare gli angoli che i principali corpi celesti, ovvero il Sole e la Luna, formano rispetto alle sue antenne durante l'intera missione.

Ciò è stato realizzato attraverso lo sviluppo di un software in ambiente *Matlab* che prevede l'implementazione di un propagatore orbitale affidabile, progettato secondo una architettura di tipo *general purpose*, vale a dire utilizzabile per missioni differenti (e quindi non solo per la missione *Post-EPS*), siano esse basate su orbite di tipo *Kepleriano* od eliosincrono.

Per l'implementazione dell'analisi orbitale sono state utilizzate le librerie *SPICE & NAIF*. Tali librerie facenti parte del *PDS* (*Planetary Data System*) e sviluppate dalla *NASA* nel corso degli anni, sono un insieme di *tools* e *routines* nato per permettere di sfruttare i dati ricavati da missioni ed osservazioni spaziali effettuate nel corso degli anni in missioni future. Inoltre sono continuamente aggiornate per seguire l'evoluzione del Sistema Solare e delle necessità degli utilizzatori. Tutto questo ha permesso di ottenere un codice molto rapido nel calcolo delle grandezze desiderate, facilmente utilizzabile per varie evenienze operative e soprattutto rispondente alle reali necessità della ricerca aerospaziale.

Il *software* sviluppato, quindi, prevede l'integrazione di tali librerie all'interno di un codice molto flessibile, adeguato alle necessità di una fase tipicamente pre – progettuale, in cui l'attenzione è centrata sulla necessità di ottenere risultati affidabili e che non necessitino di un tempo macchina eccessivo.

Nei capitoli che seguiranno si tratterà per *step* successivi il processo di sviluppo del programma, cominciando dai requisiti di missione e finendo con la descrizione del funzionamento del *software* proposto.

A seguire si descrive sinteticamente il lavoro di tesi proposto:

- *Capitolo 1*: in questo capitolo viene descritta la missione *Post-EPS*, con particolare riferimento ai limiti di missione e allo studio dei requisiti relativi al radiometro *MWI* montato a bordo;
- *Capitolo 2*: si descrive dettagliatamente il modello matematico implementato. È diviso in tre blocchi: un primo volto ad esaurire la trattazione circa la dinamica orbitale, un secondo descrittivo dei sistemi di riferimento e l'ultimo incentrato sulla definizione dei parametri sensibili per la calibrazione del radiometro;
- *Capitolo 3*: traduce numericamente le assunzioni matematiche del capitolo precedente. Viene descritta la logica alla base del *tool*, le *routines*, i problemi incontrati nello sviluppo. Per concludere si mostrano una serie di *test* necessari alla validazione del *software* stesso;
- *Capitolo 4*: è il capitolo conclusivo, in cui si attua una critica dei risultati ottenuti in termini di propagazione, analisi orbitale e analisi di copertura.

Chiude il lavoro svolto una breve trattazione conclusiva seguita da due appendici che descrivono rispettivamente le *routine SPICE* utilizzate e la manualistica dedicata all'utente del *tool*.

CAPITOLO 1

LA MISSIONE POST - EPS

1.1. GENESI DELLA MISSIONE

Nel 1977 l'Agenzia Spaziale Europea ha lanciato *Meteosat*, la sua prima missione meteorologica. Dopo il successo di quella missione, sono susseguite le missioni *Meteosat*, *ERS – 1, ERS – 2* ed *Envisat*, che hanno fornito una grossa quantità di dati sulla Terra, il suo clima ed il mutamento dell'ambiente. L'importanza di approfondire sempre di più la conoscenza in questo ambito ha portato alla richiesta di dati da satellite sempre più accurati per applicazioni volte alla protezione dell'ambiente ed allo studio dei mutamenti climatici globali in corso.

Per questo motivo l'*ESA* ha sviluppato sei missioni *Earth Explorer* all'interno del programma *Living Planet*. Queste missioni sono state identificate ed approvate con il coinvolgimento della comunità scientifica internazionale che ha individuato le sfide conoscitive da portare avanti con l'ausilio di una tecnologia sempre più avanzata nell'ambito delle tecniche di osservazione, per fornire le risposte più adeguate alla richiesta di dati dell'utente.

Tra di esse vi sono le missioni *Eumetsat Polar System (EPS)* e *MetOp*. Quest'ultima è costituita da una serie di tre satelliti che forniranno dati almeno fino al 2020 e che formano il segmento di spazio dell'*EPS*. Lanciato nell'ottobre 2006, *MetOp – A* è il primo satellite orbitante su rotta polare dedicato alla meteorologia operativa. Fa parte di una collaborazione tra Europa e Stati Uniti finalizzata al monitoraggio climatico e ad un miglioramento qualitativo delle previsioni meteorologiche.

Attualmente sono iniziati i preparativi per la cosiddetta missione *Post EPS* [1], [2]. Il nome del programma si riferisce ai satelliti meteorologici polari che sostituiranno *MetOp* tra il 2018 ed il 2020. Oltre le finalità esposte precedentemente, nelle direttive strategiche di *Eumetsat* rientreranno altri servizi ambientali finalizzati allo studio degli oceani,

dell'atmosfera, del territorio, della biosfera e dei disastri naturali provocati dagli eventi atmosferici.

1.2. SVILUPPO DELLA MISSIONE

Come di *routine* la definizione del progetto di missione è divisa in fasi successive che si protrarranno per circa otto anni. In **Tab. 1-1** si elencano gli *step* che porteranno allo sviluppo della missione.

Fase di sviluppo	***Obiettivo***	***Periodo di operatività***
Fase 0	*Analisi di missione e payload*	*2006 - 2009*
Fase A	*Analisi di fattibilità*	*2009 – 2011*
Fase B	*Definizione preliminare*	*2011 – 2013*
Fase C/D	*Sviluppo / Produzione*	*2014 – 2018*
Fase E	*Utilizzazione*	*Dal 2018*

Tab. 1-1: Fasi dedicate alla progettazione della missione *Post - EPS*

Attualmente il lavoro è incentrato sulla chiusura della Fase 0 del programma *Post EPS* che porterà ad un congelamento dei requisiti orbitali di missione. L'obiettivo proposto alla fine di questo *step* è quello di definire un profilo di missione e una strumentazione di bordo tale che risponda alle necessità che la comunità scientifica ha posto alle fondamenta del progetto.

A seguire vi sarà la Fase A che sposterà l'attenzione sui requisiti preliminari del *payload* e terminerà con la scelta ottimale per la strumentazione di bordo anche in funzione dei costi necessari alla realizzazione. In questa fase sarà necessario definire una scala di priorità tra i costi e le difficoltà di progettazione rispetto alle richieste dei committenti di *Eumetsat*. Sarà quindi necessaria un'interazione diretta tra questi ultimi, *Eumetsat*, l'*ESA* e l'industria.

Le fasi successive inerenti lo studio di fattibilità, la progettazione e l'industrializzazione del prodotto saranno seguite dall'*ESA*. L'Agenzia Spaziale Europea si occuperà anche della gestione e del coordinamento dello *Space Segment*. Tutto quello che concerne il controllo dell'intera missione, dei sistemi di bordo e del *Ground Segment* sarà, invece, gestito da *Eumetsat*.

1.3. OBIETTIVI DELLA MISSIONE

La definizione degli obiettivi di questa missione è cominciata dal 2000 con il supporto dell'*ESA* ed è stato un lungo e difficile processo per arrivare al loro definitivo congelamento. Tutto questo è stato possibile attraverso la creazione di appositi *Applications Expert Groups* (*AEG*s) con lo scopo di identificare gli obiettivi strategici che a lungo termine potessero incontrare l'interesse dei maggiori committenti di *Eumetsat* oltre che della restante parte della comunità scientifica. Il loro lavoro ha portato alla definizione di due classi di applicazioni per questa missione:

- *Nowcasting & Very Short Range Forecasting* (*VSRF*): consiste nello studio dell'inquinamento dell'aria e dell'idrologia con previsioni al massimo a 12 ore;
- *Numerical Weather Prediction* (*NWP*): si basa sullo previsione in un tempo molto più esteso delle condizioni climatiche del pianeta.

I requisiti di missione sono stati identificati attraverso tutte le esigenze di osservazione che potessero essere ottenute tramite un'orbita polare e che siano complementari a quelli derivanti da un'orbita geostazionaria.

1.4. PRIORITÀ DELLA MISSIONE

È stato definito che i servizi meteorologici hanno la massima priorità all'interno del progetto, anche se ovviamente si cercherà di sviluppare tutti gli obiettivi preposti da accordi precedenti. Le difficoltà realizzative, i costi derivanti e la fattibilità sono solo alcuni dei parametri discriminanti.

Le richieste degli Stati membri dell'*Eumetsat* che vengono sviluppate nella fase 0 possono essere soggette ad eliminazione o ad un ridimensionamento in questa fase di progettazione. Infatti è altamente improbabile che per una data missione sia possibile soddisfare tutti i requisiti definiti in un contesto pre – progettuale, ed inoltre la qualità del servizio e del supporto potranno essere soggetti ad una serie di aggiustamenti per tutto il tempo richiesto dalla progettazione della missione.

1.5. MISSIONI DI OSSERVAZIONE

Questo genere di missione si basa sulle capacità di osservazione attese dai sistemi di bordo del satellite. Dal punto di vista degli utilizzatori, i requisiti sono generalmente espressi in termini di qualità dell'output fornito (1b o 1c) e delle sue caratteristiche, considerando lo sviluppo delle tecnologie che ci sarà fino alla data di partenza della missione e che permetterà di trattare questi dati in *real time*.

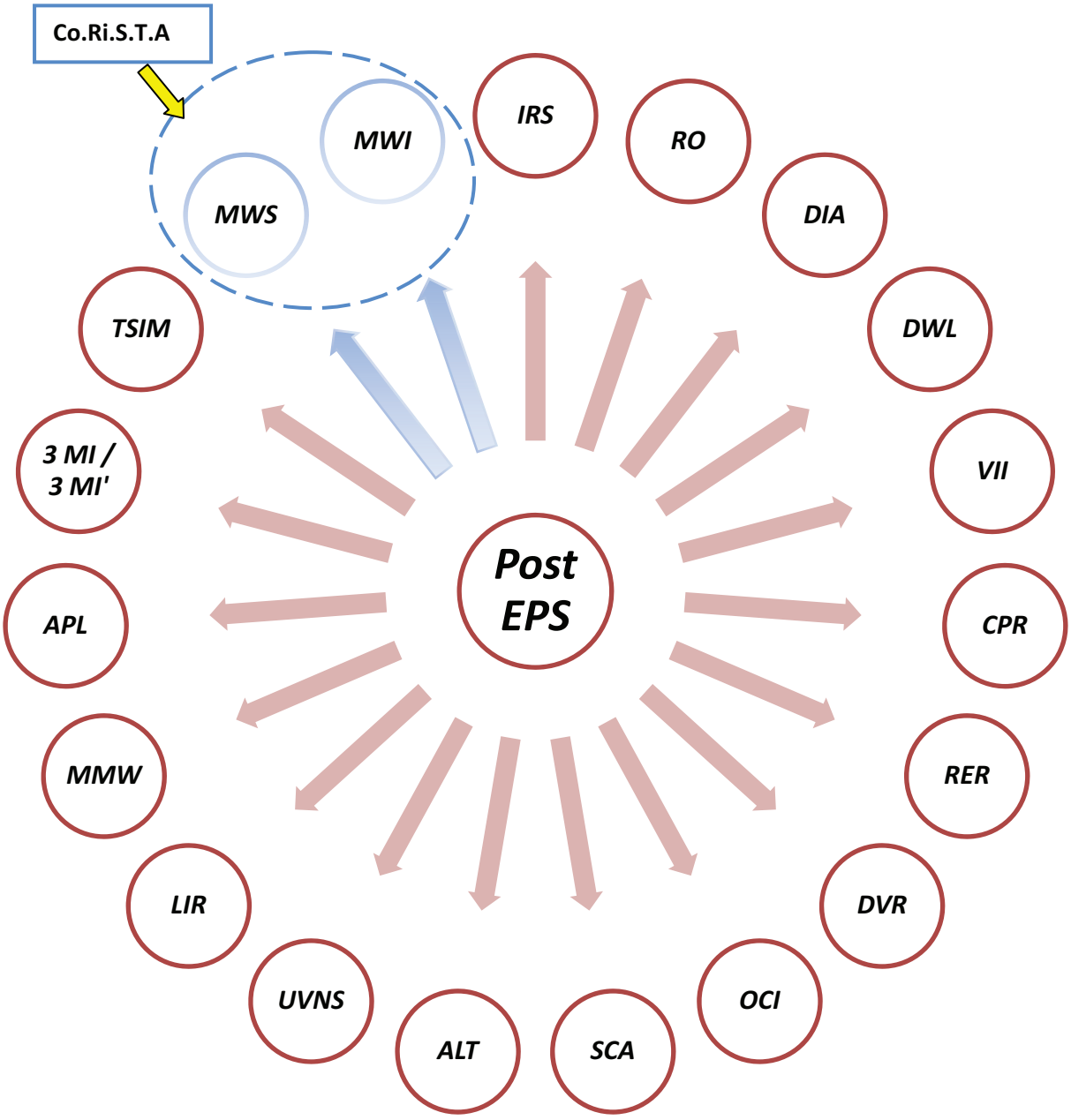
A seguire si indicano le diciannove missioni di osservazione che si sono considerate nell'ambito del progetto.

- *High – resolution infrared sounding mission (IRS);*
- *Microwave sounding mission (MWS);*
- *Radio occultation sounding mission (RO);*
- *Differential absorption lidar mission (DIA);*
- *Doppler wind lidar mission (DWL);*
- *Optical medium resolution imaging mission (VII);*
- *Microwave imaging mission (MWI);*
- *Cloud and precipitation profiling radar mission (CPR);*
- *Radiant energy radiometry mission (RER);*
- *Dual view imaging mission (DVR);*
- *Ocean colour imaging mission (OCI);*
- *Scattometry mission (SCA);*
- *Altimetry mission (ALT);*
- *Nadir – viewing ultraviolet visible near infrared shortwave – infrared sounding mission (UVNS);*
- *Limb – viewing IR sounding mission (LIR);*
- *Limb – viewing mm – wave sounding mission (MMW);*
- *Aerosol profiling lidar mission (APL);*
- *Multi – viewing Multi – canne Multi – polarisation Imaging mission (3 MI, 3MI');*
- *Total Solar Irradiance Monitoring Mission (TSIM).*

Ovviamente può essere possibile implementare più di una singola missione sfruttando un singolo strumento basandosi su di un'accurata progettazione dello stesso.

1.6. IL RUOLO DEL CO.RI.S.T.A. NEL PROGETTO

Il Co.Ri.S.T.A. partecipa a questo progetto di ricerca nel team di *Thales Alenia Space Italia* per lo sviluppo del software per l'analisi delle prestazioni del radiometro relativo alla *Microwave Sounding/Imaging mission (MWS/MWI)* (vedi **Tab. 1-1**). Si tratta di un radiometro, multi – spettrale da satellite per lo studio dei fenomeni meteorologici e climatici, capace di misurare la radianza termale emessa dalla Terra, ad alta risoluzione spaziale in specifiche bande spettrali nella regione delle microonde dello spettro elettromagnetico. In particolare viene utilizzato un metodo di acquisizione a scansione conica con canali sia *sounding* che *imaging*. Il suo *range* di frequenze è compreso tra i 18 GHz e i 700 GHz.



Tab. 1-1: Missioni di osservazione per *Post – EPS* e ruolo del *Co.Ri.S.T.A.*

Un radiometro così progettato permette di rispondere contemporaneamente a due diverse missioni di osservazione, la *MWS* (con il supporto di altri strumenti di bordo) e la *MWI*. L'obiettivo è quello di supportare la *Numerical Weather Prediction* in un contesto esteso o anche più ristretto, come può essere il caso in cui si concentri l'osservazione su piccole regioni del pianeta. Affinché tutto questo sia possibile è necessario che si studino:

- I profili di temperatura nell'atmosfera;
- I profili di vapore acqueo;
- Gli strati di nubi, la loro composizione e i prodotti delle precipitazioni;
- Le variazioni nella distribuzione del vapore acqueo e della temperatura;
- La temperatura della superficie degli oceani e la loro salinità;
- L'estensione della porzione delle acque ghiacciate;
- L'estensione delle terre innevate e la profondità degli strati di neve;
- I venti superficiali sugli oceani (in questo caso si considera un uso accoppiato con lo *scatterometro*).

Obiettivi secondari per questa missione si basano sulla registrazione attraverso altri canali di acquisizione sia *sounding* che *imaging* delle variazioni del clima nel lungo periodo.

La capacità di questa missione di mettere a disposizione una grande quantità di dati su tutto quello che riguarda la composizione delle nubi, le precipitazioni e la temperatura atmosferica è anche un valido contributo per quel che riguarda il *VSRF* in analisi di porzioni ristrette del globo, in quanto assicura:

- Lo studio microscopico della struttura delle nubi;
- Il monitoraggio continuo dell'instabilità climatica;
- La possibilità di predire l'insorgere di nuovi fenomeni di instabilità o di forti variazioni climatiche;
- La possibilità di predire la presenza di improvvise e molto intense nevicate o gelate;
- La possibilità di predire la presenza di nuvole basse o casi di forte presenza di nebbia.

La qualità dei risultati disponibili in output è direttamente legata a due aspetti fondamentali: la risoluzione spazio – temporale della strumentazione usata e la possibilità di usare informazioni complementari derivanti da osservazioni legate a satelliti geostazionari. È evidente, quindi, che se il primo aspetto può essere migliorato attraverso una progettazione e uno studio accurato dello strumento, nel secondo caso si possono incontrare difficoltà non facilmente migliorabili per quanto riguarda lo studio di zone ad elevata latitudine, a causa della scarsità delle informazioni derivanti da un'osservazione geostazionaria.

I principali utilizzatori di tale missione saranno centri *NWP* a carattere nazionale oppure centri, sempre di tipo nazionale, che erogano servizi idro/geologici.

Il *software* viene sviluppato interamente all'interno del centro di ricerca in linguaggio *Matlab,* partendo da uno studio orbitale sui parametri caratteristici che influenzano le prestazioni del radiometro. In seguito si stima la sensibilità dell'*MWI*, le dimensioni dell'antenna, il campo visivo istantaneo (*IFOV – Istantaneus Field of View*), la *Modulation Transfer Function* (*MTF*) ed il dimensionamento in termini di *power supply*.

1.7. PRINCIPIO DI FUNZIONAMENTO DEL RADIOMETRO

Il radiometro permette di determinare la grandezza desiderata (la temperatura della superficie terrestre) attraverso la misurazione del segnale elettromagnetico registrato dalle sue antenne, espresso in termini di tensione.

Per legare la tensione registrata dalle antenne alla temperatura da misurare è necessaria una calibrazione dello strumento. Per fare ciò vengono utilizzate due temperature di riferimento note come *carico caldo (Hot Load)* e *temperatura fredda (Cold Temperature).* La calibrazione calda è ottenuta tramite l'osservazione di un corpo caldo (come approssimazione di un corpo nero) che fa parte del radiometro stesso, mentre la misura della *temperatura fredda* è possibile grazie ad un riflettore (lo *Sky Horn Reflector*) montato in modo da registrare la temperatura del *cielo freddo*, cioè un punto dello spazio in cui si ha una radiazione di fondo di 3 K dello spazio libero. *Hot load* e *Sky Horn Reflector* sono mostrati in **Fig. 1-1**.

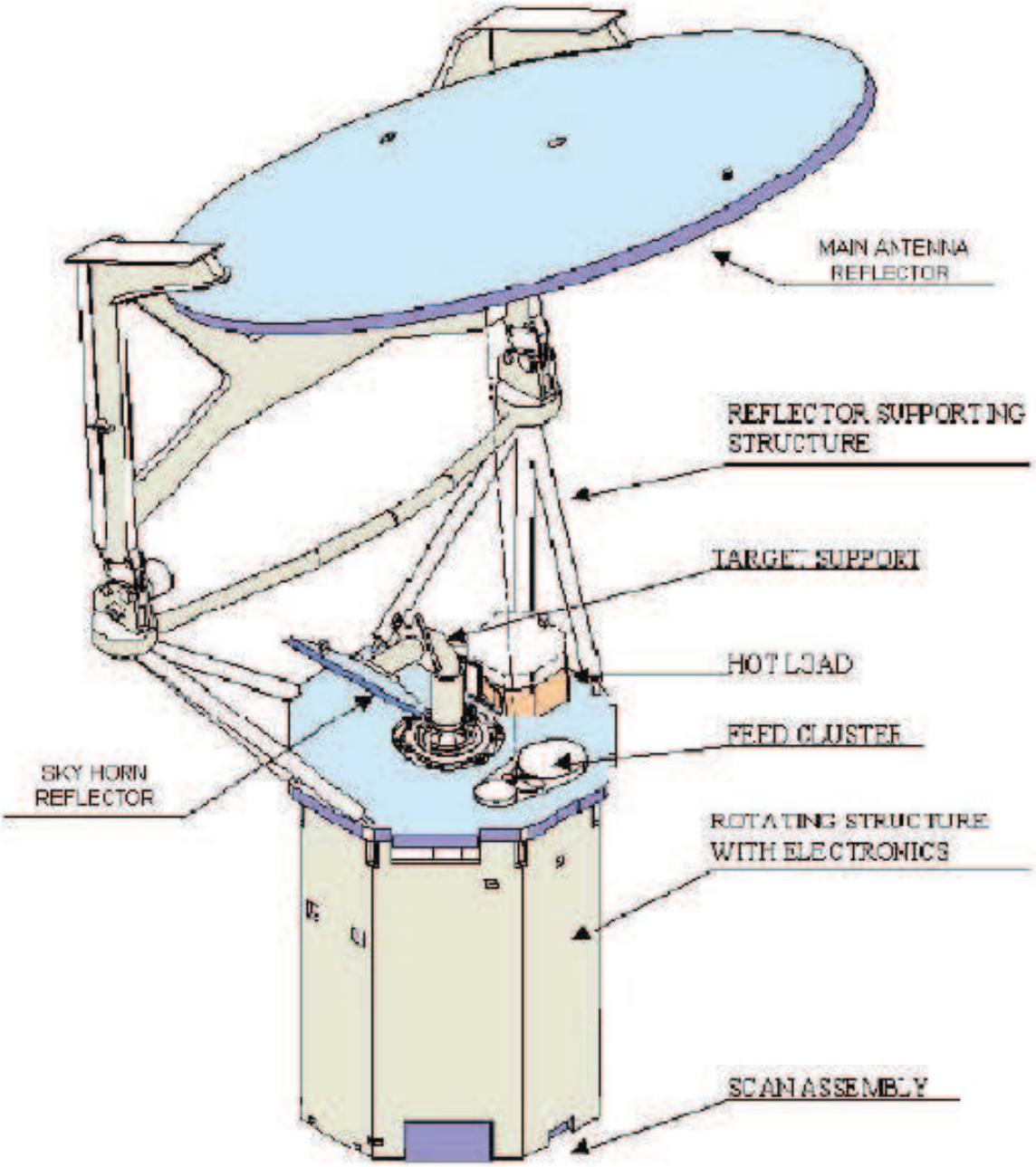


Fig. 1-1: **Configurazione dell'antenna del radiometro per la missione *Post - EPS***

Supponendo una relazione lineare tra la tensione V e la temperatura T dell'antenna è possibile scrivere la seguente relazione:.

$$V_a = G * T_{\text{sys}} + V_{offset} \qquad \textbf{(1-1)}$$

Ed in seguito esplicitarla come mostrato:

$$V_a = G * (T_a + T_{rec}) + V_{offset} \quad \textbf{(1-2)}$$

Nelle **(1-1)**, e **(1-2)** è possibile individuare le grandezze descritte a seguire:

- G è il guadagno dello strumento esaminato;
- T_{sys} è la temperatura del radiometro, data dalla somma della temperatura dell'antenna (T_a) e della temperatura del ricevitore (T_{rec});
- V_{offset} definisce la tensione di *offset* dello strumento.

Tenendo conto delle equazioni viste precedentemente è possibile scrivere il seguente sistema:

$$\begin{cases} V_c = G * (T_c + T_{rec}) + V_{offset} \\ V_a = G * (T_a + T_{rec}) + V_{offset} \\ V_h = G * (T_h + T_{rec}) + V_{offset} \end{cases} \quad \textbf{(1-3)}$$

Dove le tensioni sono funzione delle seguenti grandezze:

- T_c è la temperatura di calibrazione derivante dal *cielo freddo*;
- T_h è la temperatura legata al *carico caldo*;
- T_a è la temperatura dell'antenna.

Risolvendo il sistema **(1-3)** è possibile dare un'espressione alla temperatura di antenna T_a in funzione della *hot/cold temperature* e delle loro tensioni:

$$T_a = \frac{V_a - V_c}{V_h - V_c} * (T_h - T_c) + T_c \quad \textbf{(1-4)}$$

Per concludere, sfruttando la **(1-4)** è possibile determinare la temperatura dell'antenna tramite la quale si è in grado di calcolare la temperatura ricercata, in questo caso quella terrestre.

1.8. REQUISITI PER IL RADIOMETRO

Requisito fondamentale per tutti gli strumenti trasportati sul satellite è che garantiscano una misura della grandezza di interesse quanto più accurata possibile. Il caso del radiometro montato a bordo non fa eccezione, anche se il soddisfacimento di un aspetto del genere comporta la necessità di un'attenta pianificazione della missione.

Il radiometro è costituito da due antenne, la *Main Antenna* e la *Sky Horn* (vedi **Fig. 1-1**) ed è possibile intervenire sulla loro orientazione andando ad agire sull'angolazione con cui sono disposti i riflettori per ciascuna di esse. A questo punto è importante trattare i due casi separatamente, in quanto per ciascun'antenna è possibile individuare degli aspetti peculiari:

- *Main Antenna*: è l'antenna dedicata alla misura vera e propria della temperatura delle zone del pianeta osservate. La struttura di supporto del riflettore è fissata al basamento del radiometro, per il quale è stata prevista la possibilità di ruotare intorno al proprio asse verticale. Il fatto che la rotazione del supporto si trasferisca rigidamente al riflettore dell'antenna garantisce una capacità di osservazione più ampia rispetto al caso in cui l'antenna venga privata di questa caratteristica. Unitamente a questo grande pregio, però, si ha anche il difetto non trascurabile di una difficoltà di analisi maggiore, legato sia alla difficoltà di modellizzazione di un caso del genere, sia al probabile aumento dei disturbi sulla misura da tenere in conto dovuti alla sua rotazione;
- *Sky Horn*: è l'antenna necessaria per la calibrazione e che quindi dovrebbe puntare al *cielo freddo*. Quest'antenna non ha la possibilità di ruotare, ma la sua orientazione è fissata e per questo motivo la struttura di supporto del riflettore risulta svincolata dal basamento del radiometro. In questo caso le difficoltà di analisi subentrano nella definizione della sua direzione di puntamento, che deve essere tale da minimizzare gli errori di calibrazione.

Lo studio di problemi del genere è tutt'altro che banale, in quanto è necessario prima di tutto individuare le principali fonti di disturbo per quel che riguarda le misurazioni effettuate, successivamente è necessario prendere in considerazione delle scelte al fine di ridurli ed infine bisogna considerare la necessità di un compromesso tra le richieste per ottimizzare l'osservazione e i limiti imposti dalle strutture.

1.9. PARAMETRI SENSIBILI PER LA CALIBRAZIONE

Il radiometro montato a bordo presenta una notevole sensibilità, che è un aspetto molto positivo per quanto riguarda la precisione dei dati ottenuti, ma può diventare anche un suo grande limite, perché questa sua caratteristica peculiare può renderlo molto sensibile ai disturbi esterni. Per questo motivo fondamentale le misurazioni necessarie alla calibrazione richiedono un alto grado di accuratezza.

L'individuazione del puntamento per la calibrazione del radiometro può risultare molto complesso proprio per la caratteristica della *Sky Horn* di rimanere fissa. Per quanto detto si rende, quindi, necessario determinare una direzione per la quale ci si aspetta che non ci siano disturbi dovuti alla presenza di *corpi caldi* o che quanto meno la loro presenza nell'arco della durata della missione sia minima.

Per questo motivo si sono individuati alcuni parametri fondamentali che vanno ad incidere sulle *performance* della missione e che devono essere tenuti opportunamente in considerazione, in quanto è bene evitare qualsiasi fonte di disturbo sulla temperatura misurata dalla *Sky Horn*, in quanto i raggi solari diretti del Sole o quelli riflessi dalla Luna provocano un aumento della temperatura dell'antenna che falsa la misura stessa. A seguire si evidenziano i parametri sensibili e se ne fornisce una breve descrizione, considerando i loro effetti sulla calibrazione.

- β_{SUN}: è l'angolo che si forma tra l'antenna e la direzione del Sole. È importante misurare quest'angolo ed avere una stima di quanto vari nell'arco della missione in quanto il Sole potrebbe essere la maggiore fonte di disturbo per la calibrazione. Per quanto detto in precedenza, quindi, è necessario prevedere la posizione reciproca tra il Sole e l'antenna e fare in modo che esso non capiti mai nel campo di vista della *Sky Horn*;
- β_{MOON}: è l'angolo che si forma tra la Luna e la direzione del Sole. A causa della sua grande variabilità nell'arco dell'anno, è un parametro che risulta fondamentale conoscere per quel che riguarda la definizione della missione. A causa della forte perturbazione che il Sole genera sulla misurazione della temperatura di calibrazione, teoricamente dovrebbe essere l'elemento più importante da considerare. In realtà non è così, in quanto è la scelta stessa di utilizzare un'orbita eliosincrona che permette di svincolarsi facilmente da questo problema. Per quel che riguarda la Luna, invece, un discorso del genere non è possibile e per tale motivo essa stessa diventa la fonte principale di disturbo. Inoltre, pensando per un attimo alla fisica del problema in esame,

e cioè al fatto che si ha un satellite che orbita intorno alla Terra, di cui la Luna ne è proprio un satellite naturale, si può intuire che nell'arco di una missione non è possibile evitarne la presenza nel *field of vievw*, ma quel che si può fare è minimizzarne il tempo di permanenza;

- *Moon occurrency*: è un parametro legato all'analisi dell'influenza della Luna sullo strumento. In questo caso si prende in esame il numero di volte che questo corpo celeste si trova lungo il *boresight* dell'antenna;
- *Moon presence*: è un ulteriore particolarizzazione del parametro precedente, in quanto si tiene in considerazione anche il tempo di stazionamento della Luna lungo la direzione di puntamento dell'antenna;
- *Earth Angle*: in questo caso si intende l'angolo che si viene a creare tra l'antenna di calibrazione *Sky Horn* e l'orizzonte terrestre. È bene tenere in considerazione quest'angolo in quanto bisogna considerare anche l'eventuale disturbo che possono generare i raggi solari che si riflettono sulla Terra e che si trovano nel campo di vista dell'antenna. Il fatto che l'orientazione dell'antenna di calibrazione sia fissa è una grande facilitazione in questo caso, perché l'angolo rispetto alla Terra risulterà costante nel tempo. Proprio per questa sua caratteristica fornisce un limite ben definito per quel che riguarda l'orientazione dell'antenna.

Una volta definiti questi parametri è possibile calcolare la loro influenza sulle *performance* di missione, in quanto una volta noti gli angoli di interesse è possibile determinare la loro influenza sulla calibrazione e quindi calcolare quanto è l'errore riportato sulla misura determinata dalla *Main Antenna*.

Per questo motivo, anche se spesso non è possibile evitare che i raggi solari sia diretti che riflessi investano i riflettori, è estremamente importante conoscere gli angoli di illuminazione di queste sorgenti di rumore rispetto a ciascuna antenna ed il loro effetto sulla misura.

1.10. REQUISITI DI COVERAGE

Per completare l'analisi di missione è opportuno considerare anche lo studio del *coverage*, inteso come la percentuale di Terra coperta durante un periodo di tempo di

osservazione predefinito. È da notare che l'analisi viene svolta su di un'orbita predefinita, determinata in funzione dell'intero *payload* imbarcato.

Ovviamente la definizione di una singola orbita è un compromesso funzione di tutta la strumentazione a bordo e delle priorità richiesta dai committenti (vedi **paragrafo 1.4**), con il conseguente rischio che alcune osservazioni possano ritrovarsi in condizioni di fuori progetto, con il pericolo di non rispettare gli standard preposti.

L'obiettivo primario dell'analisi, quindi, è verificare i requisiti di copertura per il radiometro definiti alla base della missione. A seguire se ne fornisce un elenco[2].

Copertura in 24 h ➔ *80% del pianeta*
Copertura in 48 h ➔ *90% del pianeta*

Si vede che in questo caso l'analisi non è estesa all'intera durata della missione, bensì ad un periodo di tempo molto più breve (tipicamente uno o due giorni), in quanto si è praticamente interessati al tempo necessario affinché il satellite riesca a coprire quasi completamente la superficie terrestre.

Unitamente ad una verifica sulla base delle specifiche di missione, può risultare interessante in un contesto più ampio analizzare anche la ripetitività delle osservazioni successive su di una stessa zona.

1.11. CARATTERISTICHE DELL'ORBITA DELLA MISSIONE

Come accennato in precedenza, l'analisi orbitale svolta si basa su di un'orbita già definita a priori, nel caso in esame da studi effettuati dall'azienda spagnola *DEIMOS* (M.Betto, 2009).

. La scelta di questo parametro così importante per l'efficienza dell'intera missione è influenzata da considerazioni di diversa natura.

- *Eliosincrona*: è un'orbita tipicamente usata per il telerilevamento ed in generale per l'osservazione terrestre. La scelta è ricaduta su di essa anche perché la missione *Post - EPS* ha il compito di integrare i dati forniti da rilevamenti legati ad orbite geostazionarie;
- *Quota*: è stata definita in funzione della ripetitività ad essa collegata, parametro molto importante per quanto riguarda i requisiti di *coverage* per la strumentazione di bordo;

- *Eccentricità*: si è optato per un'orbita ad eccentricità nulla in quanto l'obiettivo fondamentale della missione è l'osservazione del pianeta, e quindi non sono desiderati punti dell'orbita in cui il satellite si allontana dalla Terra (con conseguente peggioramento della *performance* della missione stessa);
- *Orario sul nodo ascendente* (*LTAN*): indica l'orario (e quindi la condizione di illuminazione) che si ha al passaggio sul nodo ascendente. Questo parametro è stato, quindi, fissato in funzione delle priorità alla base delle osservazioni e anche del tipo di strumenti usati per queste missioni.

In **Errore. L'origine riferimento non è stata trovata.** si fornisce un resoconto delle caratteristiche dell'orbita presa in esame.

Caratteristiche dell'orbita della missione di *Post - EPS*	
Tipo di orbita	*Eliosincrona*
Ripetitività dell'orbita	*14 + 6/29*
Quota del satellite (km)	*817*
Numero di orbite per ciclo	*412*
Periodo orbitale (sec)	*6082*
Semiasse maggiore (km)	*7196*
Eccentricità	*0.0*
Orario sul nodo ascendente (LTAN)	*21:30*
Inclinazione (°)	*98.68*

Tab. 1-2: Principali caratteristiche dell'orbita di *Post - EPS*

Per concludere il discorso è possibile mostrare la gerarchia della missione *Post – EPS* ed il contributo del *Co.Ri.S.T.A.* nell'ambito del progetto. Il tutto è visibile in **Fig. 1-2**.

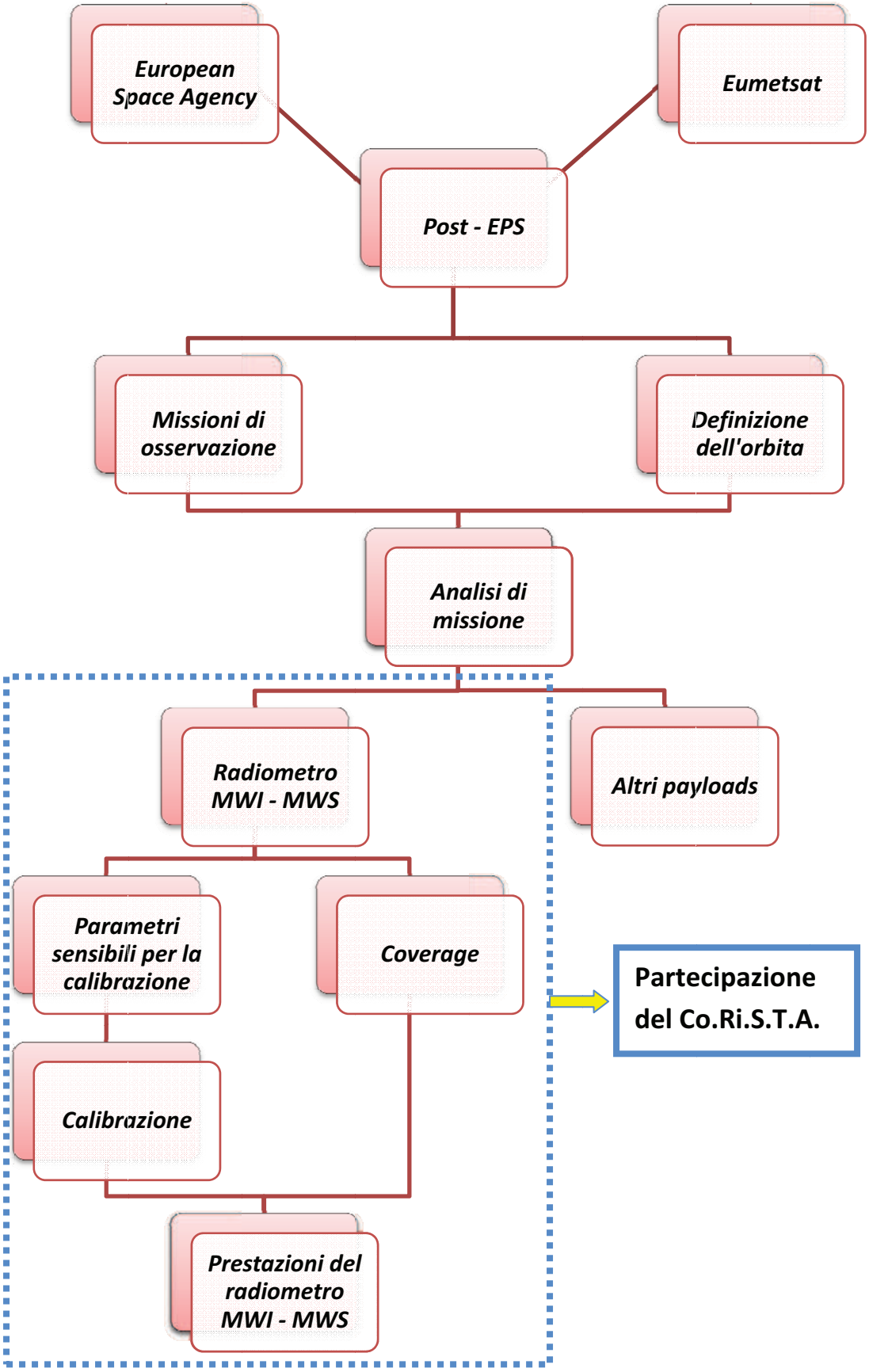


Fig. 1-2: Gerarchia della missione *Post – EPS*

CAPITOLO 2

MODELLISTICA MATEMATICA PER L'ANALISI DI MISSIONE

2.1. PREMESSA

Come in ogni lavoro scientifico, sia esso speculativo, di studio, di analisi, piuttosto che progettuale, si richiede una dettagliata descrizione, a priori, della modellistica matematica. Suddetta esigenza è correlata ed alla necessità di rendere ben solide le fondamenta del proprio elaborato, ed alla lecita pretesa del lettore di avere una chiara nonché corretta chiave di lettura. È proprio la duplice natura di tale richiesta, a rendere complesso il ruolo di chi scrive: sebbene una corretta trattazione epistemologica richieda una collocazione nella parte iniziale del lavoro, ciò va a discapito della lineare esposizione cronologica dei calcoli e delle assunzioni, che potrebbe rendere ostica la comprensione ad una prima lettura.

Per aggirare la problematica, assecondando il rigore epistemologico, senza ledere la chiarezza del lavoro si è pensato di dedicare questo capitolo ad esporre il modello matematico, sacrificando la consecutività dei tempi, e dare in seguito ordine alla trattazione collocando correttamente i vari calcoli nel panorama del *tool* operandone anche la traduzione numerica.

Risulta ora chiara la seguente divisione dei paragrafi in aree tematiche, (piuttosto che "cronologiche") una prima incentrata sulla meccanica orbitale, in cui vengono prese in esame le ipotesi e le formulazioni assunte per la propagazione, e per l'analisi di *coverage*, analizzandone profondamente i limiti, ed una seconda dedicata ai parametri sensibili, accennati nel capitolo precedente e legati ai *requirements* di missione (vedi **capitolo 1**).

2.2. CARATTERIZZAZIONE DELLA MECCANICA ORBITALE

Sebbene ad un lettore esperto possa sembrare ridondante, un richiamo sui parametri orbitali, senza dubbio assolve pienamente il compito di chiarire ed uniformare la simbolo--gia, cui verrà fatto riferimento in seguito.

2.2.1. I parametri orbitali

Si ricorda brevemente che ogni elemento orbitale, anche detto kepleriano, quantifica una certa proprietà della conica: dimensione, forma, o ne definisce l'orientamento nello spazio inerziale. Attenendosi alla descrizione delle sole coniche chiuse (ellissi) vengono qui descritti i significati geometrici e fisici di ogni parametro, definendo [1] ognuno di essi in base alle seguenti proprietà caratteristiche:

- Dimensioni e forma dell'orbita: *semiasse maggiore* ed *eccentricità.*
- Orientazione dell'orbita nello spazio: *inclinazione*, *ascensione retta* ed *argomento del perigeo*
- Posizione iniziale del satellite lungo l'orbita: *anomalia vera*.

Semiasse maggiore: ***a***

Come è possibile quantificare la grandezza di un'orbita? Il semiasse maggiore (***a***) è un parametro che permette di esprimere le dimensioni dell'orbita in oggetto. Si definisce *apogeo* il punto dell'orbita più lontano dal centro della Terra, *perigeo* il punto più vicino. La linea che congiunge questi due punti prende il nome di *linea degli absidi*, come mostrato in **Fig. 2-1**.

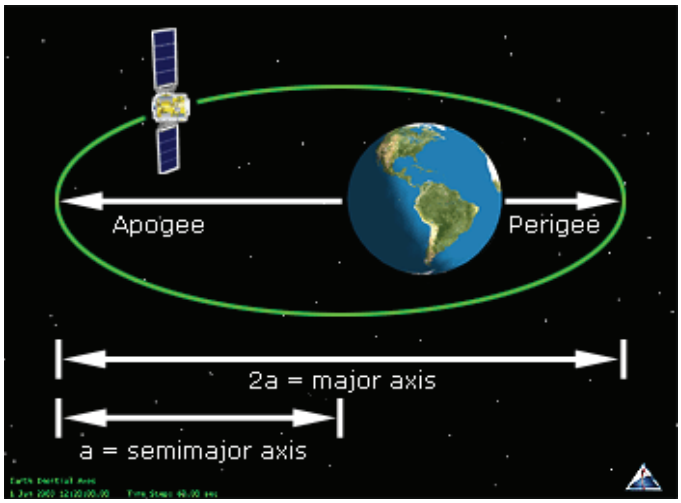


Fig. 2-1: Asse maggiore di un orbita.

Il doppio del semiasse maggiore è appunto l'asse maggiore ($2\boldsymbol{a}$), valore che esprime la dimensione longitudinale dell'ellisse. Risulta essere:

$$\boldsymbol{a} = \frac{(\textbf{raggio apogeo}) + (\textbf{raggio perigeo})}{2} \qquad \textbf{(2-1)}$$

Eccentricità: $\boldsymbol{e}$

Il parametro che descrive la forma dell'ellisse è l'eccentricità ($\boldsymbol{e}$) che quantifica il rapporto tra il semiasse minore ($\boldsymbol{b}$) ed il semiasse maggiore ($\boldsymbol{a}$):

$$\boldsymbol{e} = \sqrt{\mathbf{1} - \frac{\boldsymbol{b^2}}{\boldsymbol{a^2}}}. \qquad \textbf{(2-2)}$$

L'eccentricità può assumere valori compresi tra 0 ed 1: quando è nulla il semiasse maggiore ha misura uguale al semiasse minore e l'ellisse degenera in una circonferenza; quando vale 1 il semiasse maggiore diventa di lunghezza infinita e l'ellisse degenera in una parabola, come mostrato in **Fig. 2-2**.

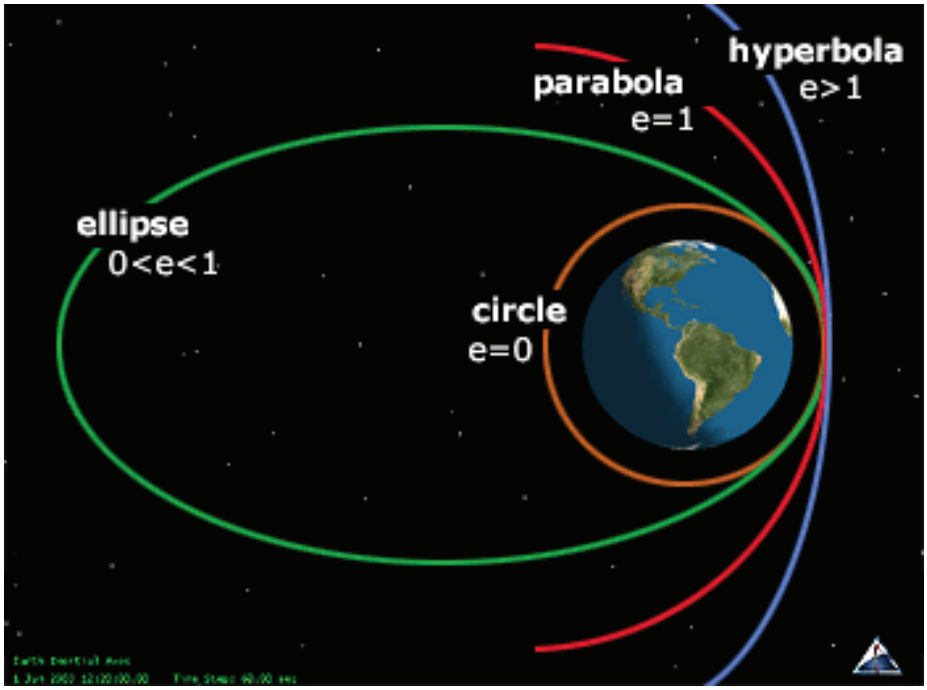


Fig. 2-2: Orbite al variare dell'eccentricità.

L'effetto di un aumento di eccentricità è quello di "ovalizzare" l'orbita; rimanendo sempre la Terra in corrispondenza di uno dei fuochi, ne consegue che variano le distanze relative tra questa e i punti caratteristici (apogeo, perigeo) dell'orbita stessa.

Considerando due orbite di stesso semiasse maggiore, ma in un caso eccentricità nulla e nell'altro eccentricità diversa da zero, pur avendo il medesimo periodo orbitale (che dipende solo dal semiasse maggiore), l'orbita con eccentricità diversa da zero varia la sua altezza rispetto alla superficie terrestre, individuando un punto di minima distanza (perigeo) e una di massima distanza (apogeo).

Inclinazione: ***i***

E' definita come l'ampiezza dell'angolo tra il piano equatoriale ed il piano orbitale (o tra il vettore momento angolare orbitale $\underline{h}$ ed il nord geografico), come mostrato nella **Fig. 2-3**; si indica con il simbolo *i* ed i valori ammessi sono compresi tra 0 e 180°.

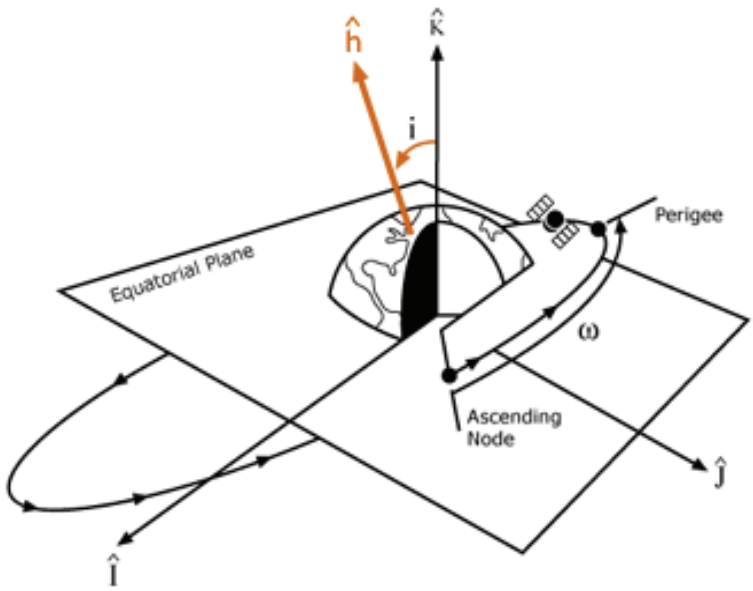


Fig. 2-3: Definizione dell'inclinazione dell'orbita.

L'inclinazione è nulla (i=0) quando i due piani coincidono (ad esempio nel caso di satellite geostazionario) e vale 90° per le orbite che passano sopra i poli (polari, appunto). Quando l'inclinazione è compresa tra 0° e 90° l'orbita si dice prograda, mentre nel caso in cui sia compresa tra 90° e 180° l'orbita si dice retrograda. Si rimanda alle **Fig. 2-4** per una chiarificazione visiva.

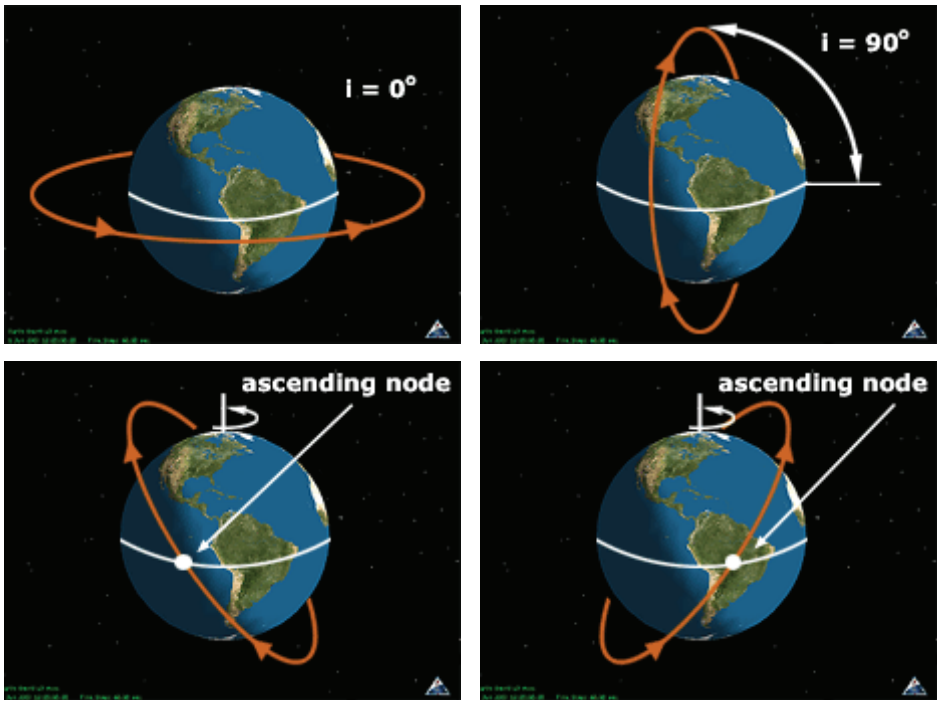


Fig. 2-4: Esempi di orbite. In ordine: polare, equatoriale, retrograda prograda.

Ascensione retta del nodo ascendente: **Ω**

Quantifica l'ampiezza **Ω** dell'angolo tra la linea dei nodi (ossia la retta risultante dall'intersezione tra il piano equatoriale e quello orbitale) e la direzione *i* del sistema di riferimento inerziale (direzione di riferimento).

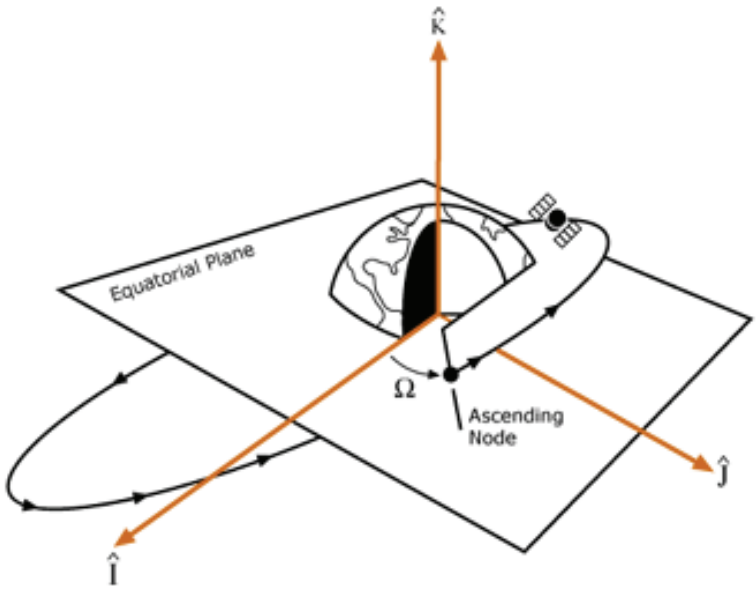


Fig. 2-5: Definizione dell'Ascensione retta del nodo ascendente per un orbita qualunque.

Il nodo ascendente rappresentato in **Fig. 2-5** evidenzia il punto in cui il satellite passa attraverso il piano equatoriale dall'emisfero sud verso quello nord. Spesso l'ascensione retta viene indicata con il nome di RAAN (Right Ascension of Ascending Node).

Argomento del perigeo: ***ω***

Una volta orientato il piano orbitale nello spazio, occorre orientare l'orbita all'interno del piano orbitale. Per fare questo si usa l'angolo **ω** (argomento del perigeo), definito tra 0 e 360° **Fig. 2-6**.

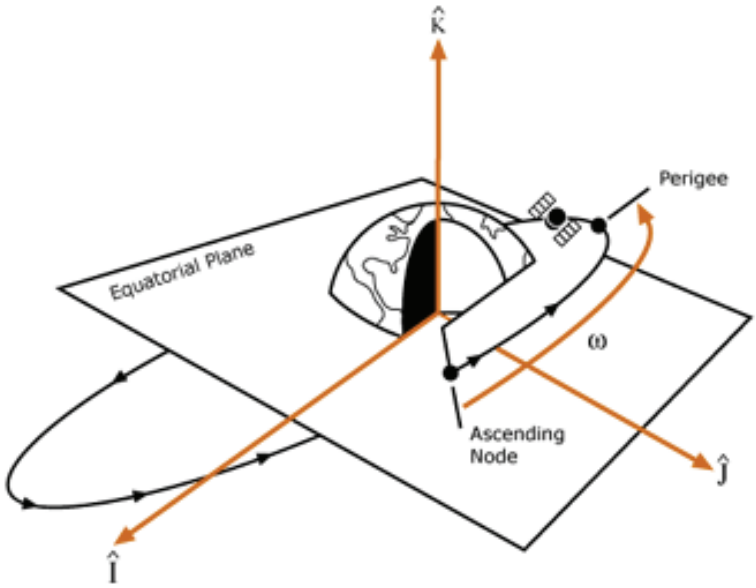


Fig. 2-6: Definizione dell'argomento del perigeo.

Quando l' argomento del perigeo è nullo il nodo ascendente coincide con il perigeo (il satellite oltrepassa il piano equatoriale nel punto più vicino alla Terra); quando vale 180° il nodo ascendente coincide con l'apogeo (punto più lontano dalla Terra).

Anomalia vera: ***ν***

L'ultimo parametro orbitale consente di descrivere la posizione istantanea del satellite ed è definito come l'angolo tra il satellite stesso ed il perigeo; si indica con ***ν*** ed è misurato positivo nel verso del moto, ne viene presentato un esempio in **Fig. 2-7**. Questo è l'unico parametro orbitale che varia continuamente (tra 0 e 360°, anche in assenza di perturbazioni orbitali).

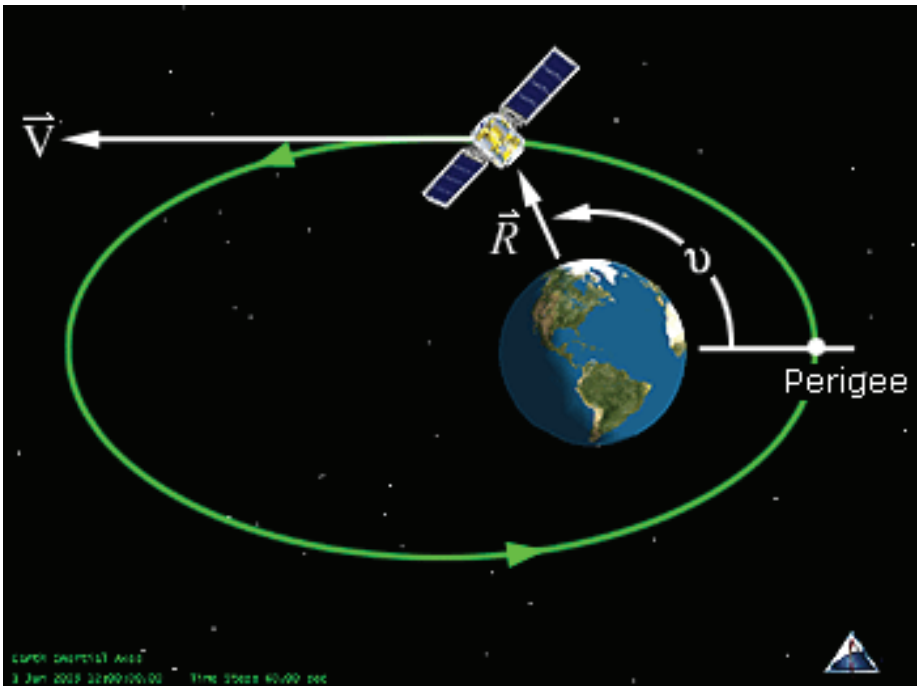


Fig. 2-7: Definizione dell'argomento del perigeo.

2.2.2. Il problema dei due corpi.

Una tappa fondamentale ai fini di un'esposizione chiara e lineare della caratterizzazione matematica operata per la meccanica orbitale, passa necessariamente per la trattazione del problema dei due corpi (R. R. Bate, 1971); sebbene possa essere inteso come una banalizzazione del generico problema degli n-corpi, si preferisce ripeterne la formulazione, sia per fugare eventuali perplessità, che per mettere in risalto le ipotesi semplificative alla base.

2.2.2.1. Ipotesi semplificative

Il problema dei due corpi posa le fondamenta su due importanti assunzioni cui è necessario prestare attenzione, nell'ottica di comprenderne i limiti di validità, le correzioni, ed i modelli che da queste scaturiscono.

Si considera innanzitutto una distribuzione delle masse a simmetria sferica, questo consente di idealizzare la massa come concentrata in un punto, che prenderà il nome di centro di massa.

La seconda ipotesi semplificativa impone che il modello sia caratterizzato dalla sola presenza del campo gravitazionale, che peraltro agirà sulla congiungente i due corpi, escludendo interazioni con qualsiasi altro campo di forze, siano esse esterne od interne, al sistema.

2.2.2.2. Equazione del moto per il problema dei due corpi

Sebbene la trattazione non riservi particolari complessità dal punto di vista matematico, è importante definire il sistema di riferimento ove svilupparla. L'equazione che si vuole ottenere deriva infatti dalla seconda legge di Newton, che, è noto, essere valida in un sistema di riferimento inerziale, tuttavia se è possibile definire riferimento siffatto, come non-accelerato e non rotante, non è possibile capire a priori quando questo rispetta dette caratteristiche. Si proseguirà, assumendo il sistema di riferimento come inerziale, verrà in seguito ripresa, ed approfondita, la problematica deontologica appena esposta.

Si consideri un sistema di due corpi di massa **M** ed **m**, e sia **X' Y' Z'** una terna levogira di assi coordinati, si definisca un ulteriore riferimento **X Y Z** parallelo al precedente**,** non rotante, ed avente l'origine coincidente con il centro della massa **M**. Siano infine $\mathbf{r_M}$ ed $\mathbf{r_m}$ raggi vettori dei corpi di massa, rispettivamente, **M** ed **m**, nel riferimento **X' Y' Z'**, come indicato nella **Fig. 2-8**.

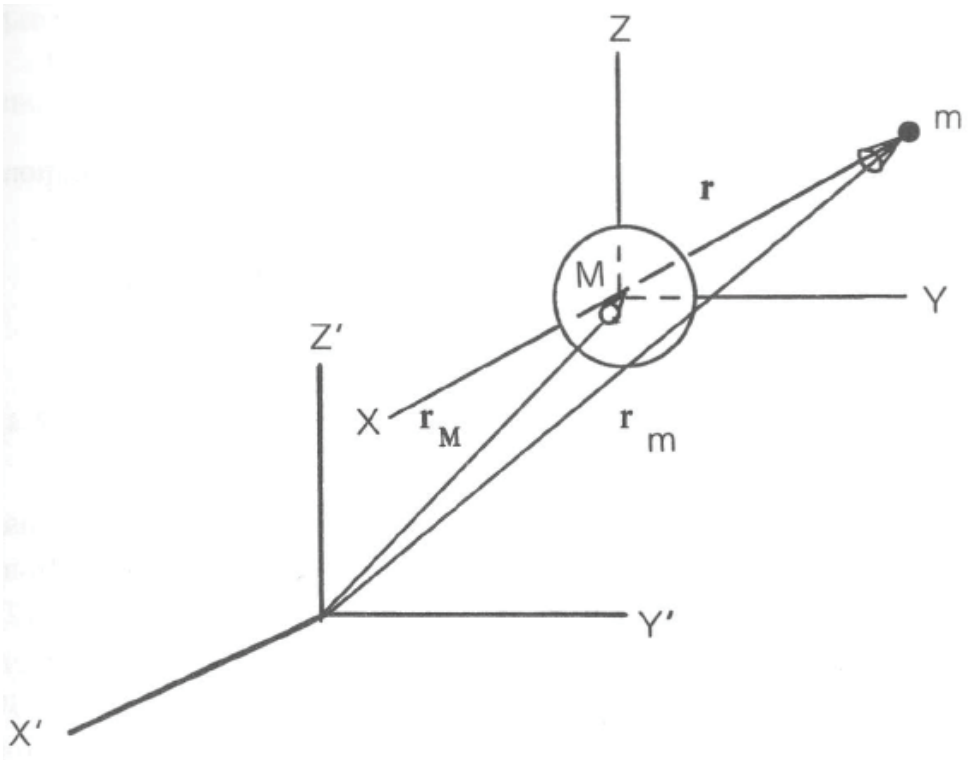


Fig. 2-8: Il problema dei due corpi

Definiamo:

$$r = r_m - r_M \qquad \textbf{(2-3)}$$

Forti del posizionamento in una terna non inerziale si possono applicare le leggi di Newton, ottenendo:

$$m\ddot{\boldsymbol{r}}_{\boldsymbol{m}} = -\frac{GMm}{r^2}\frac{\boldsymbol{r}}{r} \qquad \textbf{(2-4)}$$

$$M\ddot{\boldsymbol{r}}_{\boldsymbol{M}} = \frac{GMm}{r^2}\frac{\boldsymbol{r}}{r} \qquad \textbf{(2-5)}$$

Con opportune sostituzioni è possibile ottenere:

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\boldsymbol{m}} = -\frac{GM}{r^3}\boldsymbol{r} \qquad \textbf{(2-6)}$$

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\boldsymbol{M}} = \frac{Gm}{r^3}\boldsymbol{r}\,. \qquad \textbf{(2-7)}$$

Sottraendo la **(2-7)** alla **(2-6)** si ottiene

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = -\frac{G(M+m)}{r^3}\boldsymbol{r}\,. \qquad \textbf{(2-8)}$$

La **(2-8)** è una equazione differenziale del secondo ordine, che descrive, sotto le ipotesi semplificative iniziali, il problema dei due corpi. Qui espressa in termini vettoriali, può ovviamente essere proiettata lungo le tre direzioni del sistema di riferimento ottenendo tre relazioni scalari, aventi delle coniche come soluzioni.

Essendo la trattazione incentrata sullo studio di satelliti artificiali in orbita terrestre, si può, con ragionevole approssimazione, supporre:

$$G(M+m) \approx GM. \qquad \textbf{(2-9)}$$

Ponendo per comodità:

$$\mu = GM \qquad \text{(parametro gravitazionale)} \qquad \textbf{(2-10)}$$

La **(2-8)** assume la forma:

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\boldsymbol{r} \qquad \textbf{(2-11)}$$

Uno dei limiti della formulazione proposta è insito nella assunzione **(2-9)**, che equivale, in termini fisici, a supporre la massa di uno dei due corpi (satellite), trascurabile rispetto all'altro (Terra). Sebbene ciò sia ragionevole nel prosieguo, volendo estendere i precedenti risultati è opportuno avere coscienza del campo di validità del modello applicato: ad esempio, nella propagazione dei corpi celesti, la**(2-9)**, raramente viene verificata.

Si è a lungo posto l'accento sulle ipotesi semplificative di cui al **paragrafo 2.2.2.1**, ora, sebbene la seconda possa considerarsi sempre verificata (presenza del solo campo gravitazionale), lo stesso non può essere per la prima, invero la supposizione di una simmetria sferica del campo gravitazionale, e quindi dei corpi che ne sono generatori. È noto infatti che la distribuzione di massa del nostro pianeta, può essere considerata sferica solo in prima approssimazione. Detto ciò il modello esposto non viene a collassare del tutto, bensì continua ad essere valido sotto le assunzioni di cui sopra, e quindi per una prima caratterizzazione del problema dei due corpi, o per una analisi puramente teorica del medesimo. Tuttavia, anche volendo affinare la trattazione, ad un grado di maggiore coerenza col reale, si continua ad utilizzare la **(2-11)**, inserendo opportuni termini perturbativi. Il sottile scarto tra la realtà e la simmetria sferica ipotizzata, consente di "aggiustare" il modello ideale, di piccole seppur non trascurabili quantità, risparmiando una inevitabile complicazione derivante da una differente ipotesi iniziale.

2.2.3. Anomalia eccentrica: calcolo dell'anomalia vera.

La trattazione degli elementi correlati alla meccanica celeste è in gran parte dovuta a Keplero, alcuni dei nomi coniati dell'astronomo tedesco, pervenuti fino ad oggi:, sono tuttora in uso nell'ambiante scientifico: l'anomalia eccentrica, **E**, è un di questi. Introdotta inizialmente in relazione, alle orbite ellittiche, (Keplero non poteva immaginare l'esistenza coniche aperte), il concetto può essere facilmente esteso alle iperboliche ed alle paraboliche. Si consideri la geometria in **Fig. 2-9**, la circonferenza di raggio $\boldsymbol{a}$ che circoscrive l'ellisse e viene aggettivata come "ausiliaria", sulla stessa si individui un punto **Q** come intersezione con la retta parallela al semiasse minore, passante per il punto **P**, che individua la posizione del corpo celeste sull'orbita. L'angolo **E** è detto anomalia eccentrica.

Prima di procedere con la trattazione è opportuno andare ad individuare le relazioni che legano l'ellisse e la circonferenza ausiliaria, le equazioni di dette coniche nel piano sono:

$$\frac{x^2}{a^2}+\frac{y^2}{b^2}=1 \qquad \textbf{(2-12)}$$

$$\frac{x^2}{a^2} - \frac{y^2}{b^2} = 1 \qquad \textbf{(2-13)}$$

da cui:

$$y_{ellipse} = \sqrt{\frac{a^2b^2 - b^2x^2}{a^2}} = \frac{b}{a}\sqrt{a^2 - x^2}$$

$$y_{circle} = \sqrt{a^2 - x^2}$$

$$\frac{y_{ellipse}}{y_{circle}} = \frac{b}{a}$$

dove $\mathbf{y_e}$ ed $\mathbf{y_c}$ sono le ordinate relative rispettivamente ad ellisse e circonferenza, il cui rapporto giocherà un ruolo fondamentale nel seguito

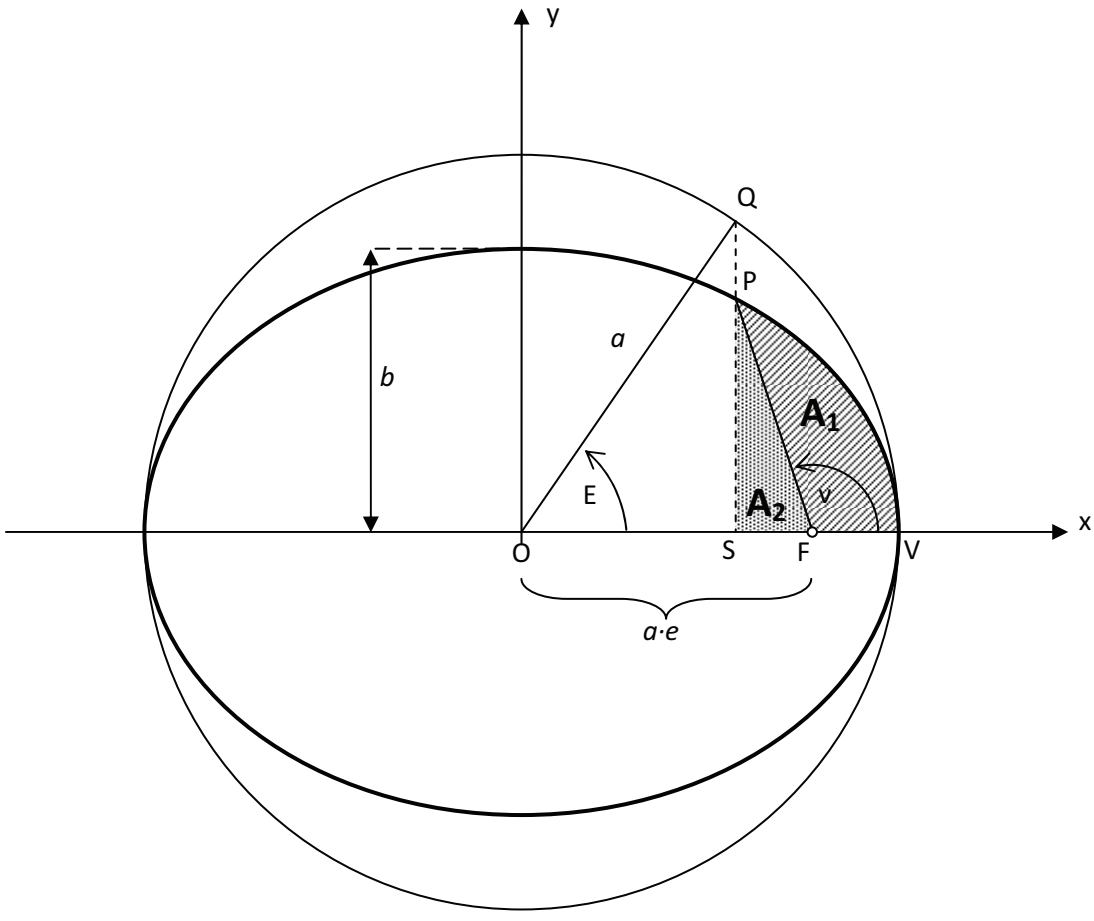


Fig. 2-9: Anomalia eccentrica.

Sempre dalla costruzione in **Fig. 2-9** si noti come l'area spazzata dal raggio vettore sia pari alla differenza tra l'area **PSV** ed $\mathbf{A_2}$, è dunque lecito scrivere:

$$A_1 = Area\ PSV - A_2 \qquad \textbf{(2-14)}$$

essendo $\mathbf{A_2}$ la superficie di un triangolo, si ha:

$$A_2 = \frac{ab}{2}(e * \sin E - \cos E \sin E) \qquad \textbf{(2-15)}$$

Si consideri ora l'area **PSV** esprimibile come:

$$Area\ PSV = \frac{b}{a}(Area\ QSV) \qquad \textbf{(2-16)}$$

dove, con banali considerazioni geometriche, l'area **QSV** è esprimibile come:

$$Area\ QSV = \frac{1}{2}a^2E - \frac{1}{2}a^2 \sin E \cos E \qquad \textbf{(2-17)}$$

da cui sostituendo prima nella **(2-16)** in seguito nella **(2-17)** si ottiene:

$$A_1 = \frac{ab}{2}(E - e * \sin E) \qquad \textbf{(2-18)}$$

Infine ricordando la seconda legge di Keplero:

$$\frac{\boldsymbol{t - t_0}}{\boldsymbol{A_1}} = \frac{\boldsymbol{T}}{\boldsymbol{\pi ab}} \qquad \textbf{(2-19)}$$

dove **T** è il periodo orbitale e $\mathbf{t_0}$ e sostituendovi la **(2-18)** si ottiene:

$$t - t_0 = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}(E - e \sin E) \qquad \textbf{(2-20)}$$

avendo posto **T** come il periodo orbitale Kepleriano:

$$T = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}. \qquad \textbf{(2-21)}$$

Definendo ora l'anomalia media come:

$$M = E - e \sin E \qquad \textbf{(2-22)}$$

ed il moto medio:

$$n \equiv \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \qquad \textbf{(2-23)}$$

Sostituendo nella **(2-20)** si ottiene:

$$M = n(t - t_0) = E - e \sin E. \qquad \textbf{(2-24)}$$

da cui legando con la **(2-25)** **ν** ad **E**, e considerando determinati gli altri elementi orbitali, si può calcolare mediante la **(2-24)** la posizione del satellite in un sistema di riferimento inerziale, tuttavia è necessario porre in essere dei metodi iterativi, essendo la forma dell'equazione implicita rispetto alla variabile **E**.

$$\cos E = \frac{ae + r \cos \nu}{a} \qquad \textbf{(2-25)}$$

La **(2-24)**, anche detta equazione di Keplero, mette in relazione il tempo di volo, con l'anomalia eccentrica, e quindi l'anomalia vera, che come preannunciato nel paragrafo precedente, è l'unico parametro orbitale dipendente dal tempo anche in assenza di perturbazioni.

2.2.4. Perturbazioni Orbitali

Nel paragrafo precedente si sono introdotte le perturbazioni orbitali come piccoli scostamenti dalla legge dei due corpi, dovuti alla mancata simmetria sferica del campo gravitazionale. È d'uopo precisare che quest'ultimo non è l'unico motivo generatore di divergenza dal modello ideale, contribuiscono infatti: l'attrazione lunisolare, la resistenza atmosferica, la pressione di radiazione solare, e la mutua attrazione gravitazionale (V. A. Chobotov 2002). In seguito a considerazioni sulla tipologia di orbita e sul grado di approssimazione richiesto, è stato tenuto conto del solo effetto dovuto alla non sfericità del

campo gravitazionale, trascurando, senza ledere significativamente l'accuratezza della soluzione, le altre cause sopra elencate.

2.2.4.1. Non sfericità del campo gravitazionale: teoria del potenziale

Si procedere quindi alla stima dei disturbi dovuti alla mancanza di simmetria sferica. In analogia con la fluidodinamica e l'elettromagnetismo si introduce la funzione potenziale gravitazionale, seguendo la trattazione svolta da V. A. Chobotov, nella terza edizione del volume Orbital Mechanics (V. A. Chobotov 2002). Per un corpo avente distribuzione di massa sferica, la funzione potenziale assume la forma:

$$\Phi = \frac{\mu}{r} \qquad \textbf{(2-26)}$$

Dalla **(2-26)** si evince la natura stessa del campo gravitazionale, il termine a numeratore suggerisce la proporzionalità diretta, mediata dalla costante di gravitazione, con la massa del corpo celeste di riferimento, mentre il denominatore enuncia la chiara proporzionalità inversa dalla distanza dal centro della massa. Ovviamente oltre ai limiti di applicabilità imposti dalla simmetria, detta formulazione trova restrizione nelle dimensioni finite,della massa generatrice del campo.

Assunta la **(2-26)** si può riproporre l'equazione dei due corpi come:

$$\ddot{x} = \frac{\partial \Phi}{\partial x} \qquad \ddot{x} = -\frac{\mu x}{r^3}$$

$$\ddot{y} = \frac{\partial \Phi}{\partial y} \qquad \ddot{y} = -\frac{\mu y}{r^3} \qquad \textbf{(2-27)}$$

$$\ddot{z} = \frac{\partial \Phi}{\partial z} \qquad \ddot{z} = -\frac{\mu z}{r^3}.$$

Volendo, a questo punto, rimuovere l'ipotesi della simmetria sferica, posto essere lo sferoide, la geometria con cui si vuole idealizzare il globo terrestre, si passa ad una nuova definizione del potenziale:

$$\Phi = G \int \frac{dm}{s} \qquad \textbf{(2-28)}$$

Dove **dm** è l'elemento di massa della Terra e **s** è la distanza dal corpo orbitante, ovviamente è stata trascurata la massa del satellite. Si introducano due sistemi di rifermento, aventi asse **Z** coincidente con l'asse di rotazione terrestre, ed assi **X** ed **Y** giacenti sul piano equatoriale: il primo sistema è inerziale con origine al centro della Terra, ed **X** allineato con il punto di ariete, il secondo è centrato allo stesso modo, ma solidale al pianeta, avente **X** allineato con il primo meridiano. Sviluppando la **(2-28)**, si ottiene:

$$\Phi = \frac{\mu}{r}\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{q=0}^{n}\left(\frac{a_e}{r}\right)^n P_n^q(w)\left(C_{n,q}\cos q\lambda + S_{n,q}\sin q\lambda\right) \qquad \textbf{(2-29)}$$

che rappresenta la funzione potenziale di uno sferoide.

Analizzando i termini della **(2-29)** si avrà:

$C_{n,q}$, $S_{n,q}$ = coefficienti derivanti da osservazioni sperimentali.

a_e = raggio equatoriale della Terra.

$P_n^q(w)$ = polinomio di Legendre.

w = seno della declinazione del satellite.

λ = longitudine del satellite nel sistema di coordinate solidali alla Terra.

La **(2-29)** nel caso di uno sferoide il cui centro di massa sia posto nell'origine del sistema di coordinate

$$\Phi = \frac{\mu}{r}\left[1 - \sum_{n=2}^{\infty}\left(\frac{a_e}{r}\right)^n J_n\, P_n^q(w)\right] \qquad \textbf{(2-30)}$$

In cui:

$$J_n = -C_{n,0} = -C_n. \qquad \textbf{(2-31)}$$

Nel definire matematicamente $C_{n,q}$, $S_{n,q}$, occorre prima differenziare tra:

Armoniche zonali, ovvero armoniche che daranno origine ad uno sferoide di rotazione, e che quindi saranno funzione della sola latitudine. L'espressione dei coefficienti è la seguente:

$$C_{n,0} = C_n = -J_n = \frac{1}{ma_e^n} \int \rho^n P_n^0(w) dm. \quad \textbf{(2-32)}$$

L'armonica zonale di ordine minore, prende nome J_2,

$$C_{2,0} = C_2 = -J_2 = \frac{1}{ma_e^2} \int \frac{\rho^2}{2} (3w^2 - 1) dm \quad \textbf{(2-33)}$$

In cui:

ρ = raggio vettore dell'elemento di massa **dm**

m = massa dello sferoide

w = sinϕ'

ϕ = latitudine dell'elemento di massa **dm**

Armoniche settoriali e tesserali, tali da modificare la simmetria dello sferoide: in questo caso entrerà in gioco anche la longitudine dell'elemento di massa infinitesimo, l'espressione dei coefficienti sarà:

$$C_{n,q} = \frac{2}{ma_e^n} \frac{(n-q)!}{(n+q)!} \int \rho^n P_n^q(w) \cos q\lambda' \, dm. \quad \textbf{(2-34)}$$

$$S_{n,q} = \frac{2}{ma_e^n} \frac{(n-q)!}{(n+q)!} \int \rho^n P_n^q(w) \sin q\lambda' \, dm \quad \textbf{(2-35)}$$

Le equazioni sopra enunciate, mostrano come sia possibile caratterizzare, attraverso la teoria del potenziale, il campo gravitazionale di un corpo che non goda di simmetria sferica. Negli ultimi decenni sono stati posti in essere, per la Terra, una serie di modelli, ovvero di *set* di coefficienti, per le armoniche gravitazionali, di cui il *WGS 84* risulta essere il maggiormente accreditato (V. A. Chobotov 2002). È importante tuttavia notare che fermare lo sviluppo alla armonica J_2, risulta una ragionevole approssimazione, essendo il termine J_3, circa 400 volte più piccolo. Va inoltre specificato, sebbene intuibile, che i termini perturbativi hanno effetti proporzionali al tempo di propagazione.

Nel modello adottato, si è quindi introdotta l'armonica zonale di coefficiente J_2, fisicamente ciò equivale a considerare il globo come un ellissoide di rotazione, ovvero consente di tenere conto della differenza (22km circa) tra raggio polare e raggio equatoriale. In termini di elementi orbitali lo schiacciamento della Terra ai poli comporta

una variazione rispetto al tempo dell'ascensione retta del n.a.: **Ω** (RAAN) e dell'argomento del perigeo: **ω**.

Esaminando la formulazione proposta dal V. A. Chobotov per la variazione di **Ω**:

$$\frac{d\Omega}{dt} = -n\frac{3}{2}J_2\left(\frac{a_e}{p}\right)^2 \cos i\left[1 + 3e\cos M + \frac{9}{2}e^2\cos 2M - \cdots\right] \quad \textbf{(2-36)}$$

si nota come all'interno della parentesi relazione vi sia un termine stazionario a capo di una serie infinita di coefficienti dipendenti dal tempo. È possibile scindere la derivata del suddetto elemento orbitale in due parti, la prima tempo invariante, detta secolare, la seconda dipendente dal tempo, detta di corto periodo. Per le orbite di interesse il termine di corto periodo non risulta essere significativo, pertanto verrà trascurato. Stessa analisi, qui omessa, viene ripetuta per l'argomento del perigeo. Si riportano quindi le espressioni finali, a complemento del modello.

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}\frac{J_2\dot{R^2}}{p^2}n * \cos(\iota) \quad \textbf{(2-37)}$$

$$\dot{\omega} = \frac{3}{2}\frac{J_2R^2}{p^2}n * \left(\dot{2} - \frac{5}{2} * \sin^2(\iota)\right) \quad \textbf{(2-38)}$$

Dove:

R = Raggio vettore del satellite (somma di quota e raggio equatoriale).

n = moto medio del corpo orbitante.

p = semilato retto.

Prima di concludere il paragrafo dedicato ai disturbi del campo gravitazionale, è opportuno precisare che l'armonica zonale J_2 influenza in piccola parte anche il moto medio, tuttavia vista l'entità della variazione, tenerne conto avrebbe generato una incoerenza con il grado di approssimazione delle assunzioni precedenti.

2.2.5. Le Orbite eliosincrone

Tipicamente il *design* orbitale delle missioni dedicate all'osservazione della Terra, trova le maggiori influenze progettuali nell'osservanza di due requisiti fondamentali: copertura e condizioni di illuminazione del target. Si aggiungano poi le problematiche legate al condizionamento termico ed alla corretta alimentazione elettrica del *payload* e dei

sistemi di bordo, ed ecco spiegato il grande successo fatto registrare, nel corso degli anni, dalle orbite eliosincrone. La proprietà di descrivere una traccia a Terra sulla quale le condizioni di illuminazione rimangono pressoché costanti durante la durata della missione, di avere una inclinazione che si attesta a valori prossimi ai 90° (96.5°-102.5°) delle orbite polari, che garantisce quindi una copertura estesa alla stragrande maggioranza del globo; associata ad un *range* di quote tipico per l'osservazione terrestre(200-1680 km) (R.J. Boain,2004), ha consentito di rispondere, in maniera relativamente agevole, alle esigenze, in termini orbitali, dell'osservazione terrestre.

2.2.5.1. Il *design* di un'orbita eliosincrona

Come può un orbita definirsi eliosincrona? Nel paragrafo precedente si è mostrato come, a causa della asimmetria sferica del campo gravitazionale, la linea dei nodi sia dotata di un moto di precessione. Per semplificare la trattazione (R.J. Boain,2004) si può idealizzare il moto della Terra attorno al sole, con una traiettoria circolare il cui tempo di percorrenza è pari ad un anno. Con questa assunzione è lecito supporre un rateo di rivoluzione costante e pari ad (360°/365.242199 giorni) 0.9856°/giorno. Ulteriore approssimazione da introdurre è la continua perpendicolarità dell'asse di rotazione terrestre rispetto al piano dell'eclittica, come mostrato in **Fig. 2-10**. Muovendosi la Terra su un'orbita prograda, il moto apparirà antiorario avendo posto l'osservatore sul polo nord. Si noti che, per le ipotesi semplificative operate, viene negato al Sole il moto di declinazione, quest'ultimo trascorrerà l'intero anno contenuto nel piano equatoriale, pertanto nella geometria indicata nella **Fig. 2-10**, l'intersezione tra il piano definito dalla congiungente Sole-Terra, e dall'asse polare, e il globo terrestre rappresenta proprio il meridiano solare per l'osservatore posto sulla Terra. I punti contenuti , siano essi a nord od a sud, in detta intersezione, si troveranno alle 12:00, mentre per quelli ad ovest l'orario locale sarà *ante meridiem*, viceversa per il punti ad est sarà *post meridiem*.

Considerando un satellite, orbitante attorno alla Terra, ed avente l'asse dei nodi orientato come in **Fig. 2-10**, si definisce l'angolo formato tra il nodo ascendente, e la direzione del Sole $(\boldsymbol{\alpha}_{\odot} - \Omega)$ come orario medio locale al nodo ascendente, o semplicemente orario locale al nodo ascendente, (**LTAN**). Detta quantità, per un'orbita qualunque, sarà soggetta a continue variazioni, dovute sia al moto apparente del sole, che alla precessione del'asse dei nodi, come descritto nel paragrafo precedente. A questo punto della trattazione si intuisce come, rendendo costante rispetto al tempo la quantità $\boldsymbol{\alpha}_{\odot} - \Omega$, ovvero facendo in modo che la linea dei nodi abbia una velocità di precessione identica al

rateo di rivoluzione terrestre, la geometria descritta nella **Fig. 2-10**, perduri praticamente immutata nel tempo. Questo implica che le condizioni di illuminazione per ogni punto sub-satellite rimangono praticamente inalterate orbita dopo orbita.

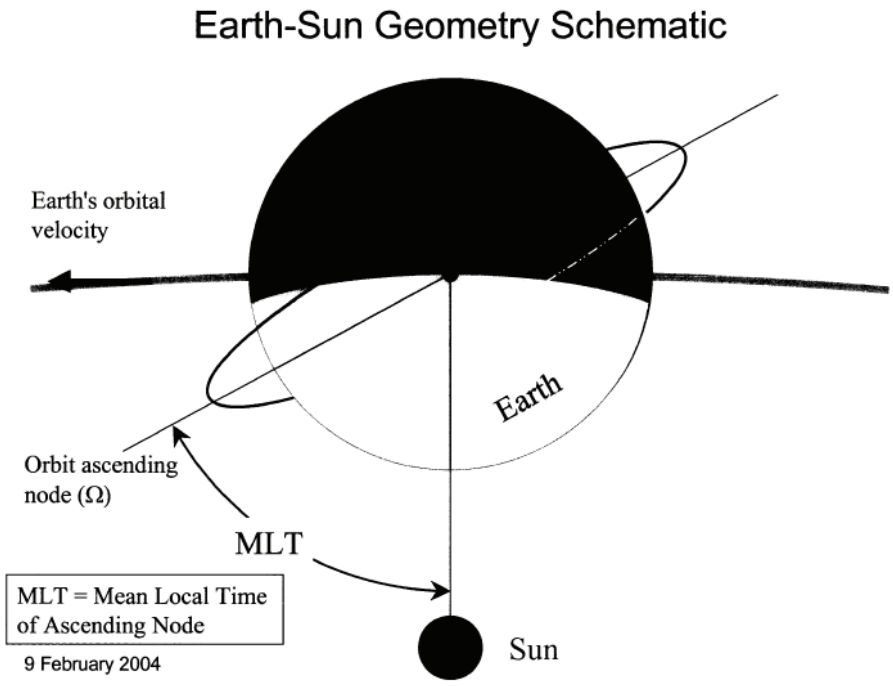


Fig. 2-10: Schematizzazione della geometria sole-Terra.

Si tratta quindi di porre, la **(2-37)** pari al moto medio della Terra attorno al sole:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}\frac{J_2 R^2}{p^2}\dot{n} * \cos(\iota) = \dot{\propto_{\odot}} = 0.9856\frac{deg}{day}. \qquad \textbf{(2-39)}$$

La **(2-37)**, parimenti alla **(2-39)**, mette in relazione tre parametri: l'inclinazione ***i,*** la derivata temporale dell'ascensione retta del nodo ascendente ***Ω*** e quota del satellite ***a*** (essendo il raggio equatoriale immutabile). Scegliere un determinato rateo di variazione di ***Ω*** equivale ad imporre una dipendenza tra inclinazione e quota, fortunatamente, come già accennato, per valori di ***a*** congrui alle esigenze dell'osservazione terrestre – orbite LEO - l'inclinazione si attesta in un *range* variabile tra 96.5° e 102.5°, facendo combaciare l'esigenza di quote a bassa energia, con configurazioni quasi - polari, vantaggiose per il *coverage*. La dipendenza reciproca tra quota ed inclinazione è mostrata nella **Fig. 2-11**. E' opportuno notare che, parlare di configurazione geometrica piuttosto che di condizioni di illuminazione, costanti nel tempo, è lecito soltanto sulla base delle ipotesi semplificative assunte all'inizio della trattazione. Nella realtà, essendo il piano equatoriale inclinato di

23.44° rispetto all'eclittica, il Sole compie nell'arco di un anno un moto apparente in declinazione nel *range* di 23.44°, -23.44° rispetto all'equatore. Per correttezza quindi è giusto parlare di condizioni mediamente costanti nel tempo, siano esse circa la configurazione geometrica, che di illuminazione.

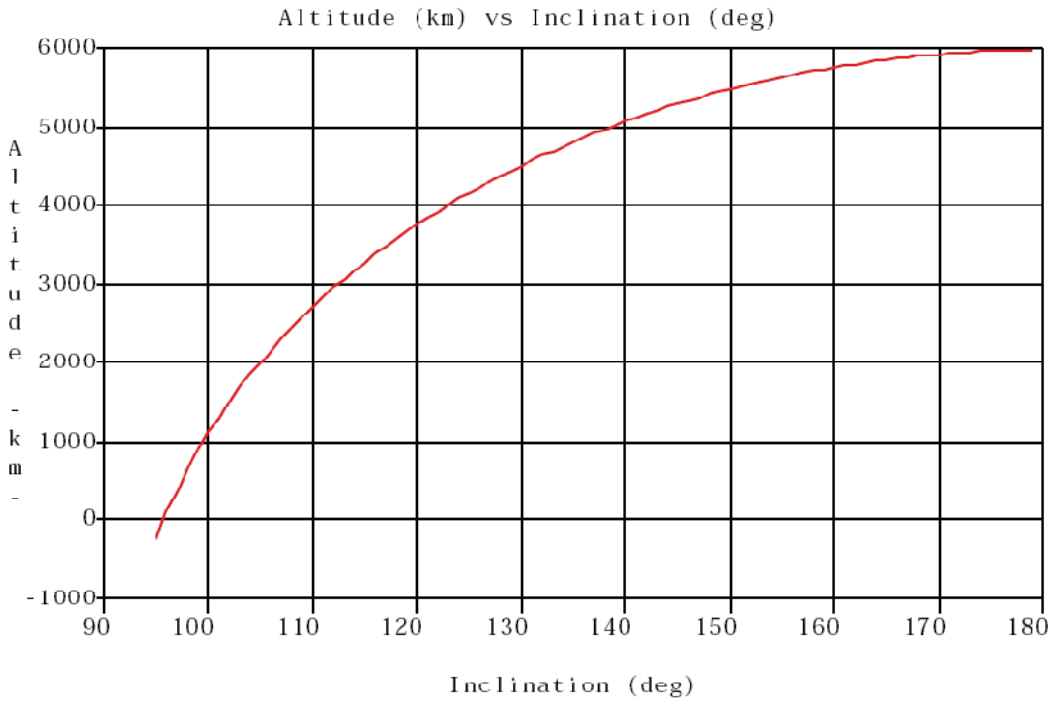


Fig. 2-11: Inclinazone Vs quota per un orbita eliosincrona

2.2.6. Il *coverage*

Diverse classi di satelliti, in orbita LEO, hanno come *target* primario da assecondare, la copertura della superficie della Terra. Missioni di comunicazioni, meteo, navigazione, sorveglianza appartengono chiaramente a questa categoria, ma possono considerarsi tali anche i satelliti che, sebbene stazionino ad orbite più alte, sono dedicati alla individuazione di velivoli a getto piuttosto che siti di lancio. Proprio a causa delle variegate tipologie di osservazione, che richiedono differenti specifiche, si usa definire i requisiti di *coverage* in termini di: area di interesse, ripetitività, e durata. Per quanto riguarda l'area di interesse, possono a loro volta essere definite tre tipologie: copertura totale, zonale, regionale. Al primo caso, noto in letteratura come *global coverage*, appartengono tutte le missioni di osservazione dedicate alla copertura dell'intero globo terrestre, sebbene proprio a causa dell'utilizzo di orbite eliosincrone spesso si definisce una copertura totale, a meno delle calottine polari. Ricadono in questa categoria le missioni meteo, alcune classi di satelliti dedicati alle telecomunicazioni ed alla navigazione.

Sebbene non sia inerente alla trattazione svolta, dedicata ad una missione di tipo meteo, su orbita eliosincrona, quindi con area di interesse globale, si accenna brevemente, anche ai concetti di *zonal coverage* ed *regional coverage*. Entrambi i casi riguardano da vicino i satelliti per comunicazione, la copertura zonale ad esempio può essere utilizzata per collegare zone alla stessa latitudine distribuite sull'intera sfera, mentre la regionale può asservire la comunicazione in un'area più o meno determinata, esempi sono riportati in **Fig. 2-12**.

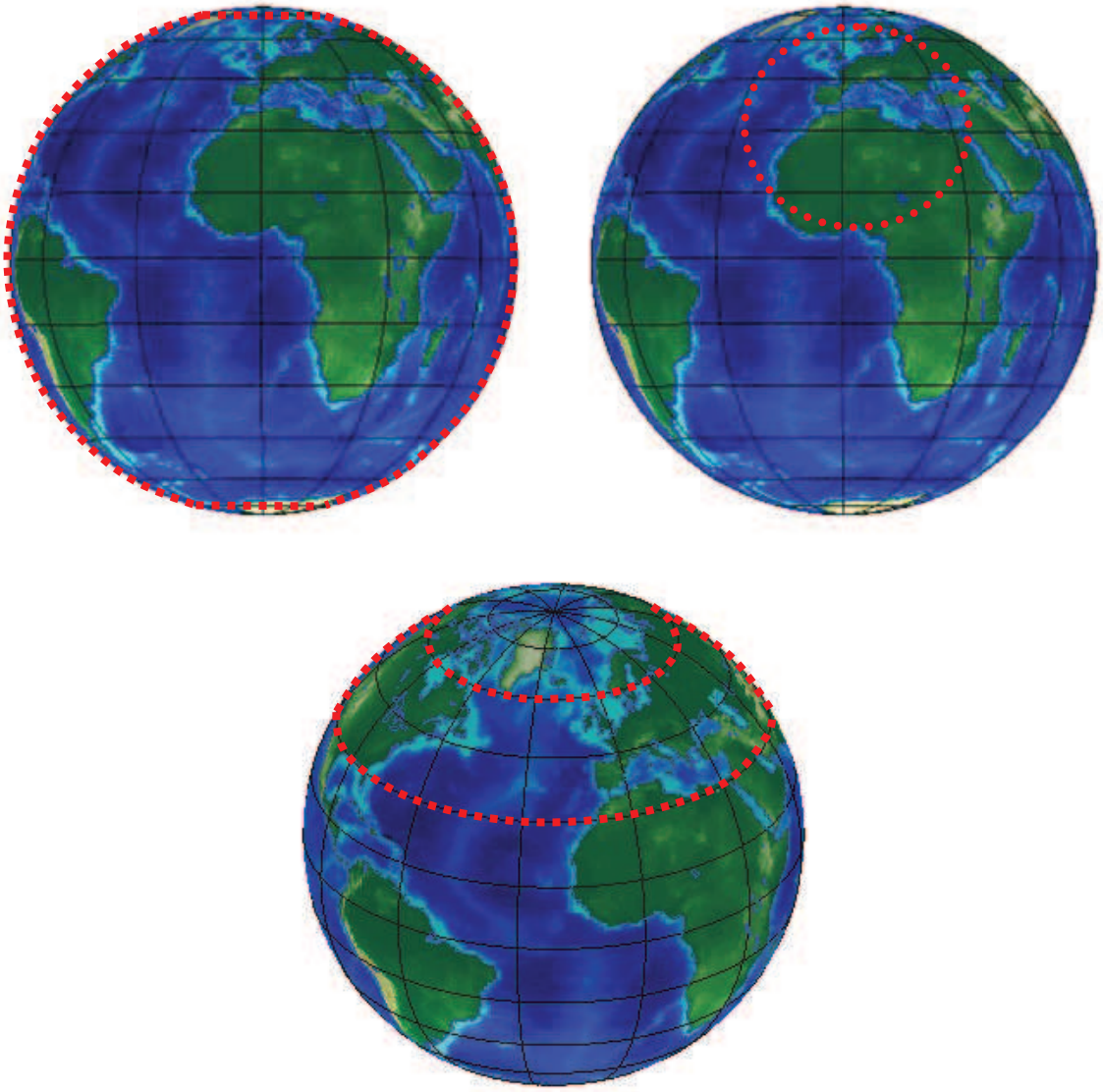


Fig. 2-12: In ordine lessico-grafico latino, *Global Coverage*, *Regional Coverage*, *Zonal Coverage*.

2.2.6.1. Copertura per un singolo satellite in orbita LEO

Come solito, nelle questioni di meccanica orbitale, si introduce dapprima un modello geometrico del tutto generale, e successivamente si particolarizza la trattazione per la tipologia di orbita desiderata. Una delle schematizzazioni di riferimento maggiormente accreditate è riportata nella **Fig. 2-13** e definisce la copertura istantanea del satellite, come l'intersezione tra un campo di vista conico e la superficie del globo terrestre, a formare una zona circolare, avente centro nel punto sub – satellite (V. A. Chobotov 2002).

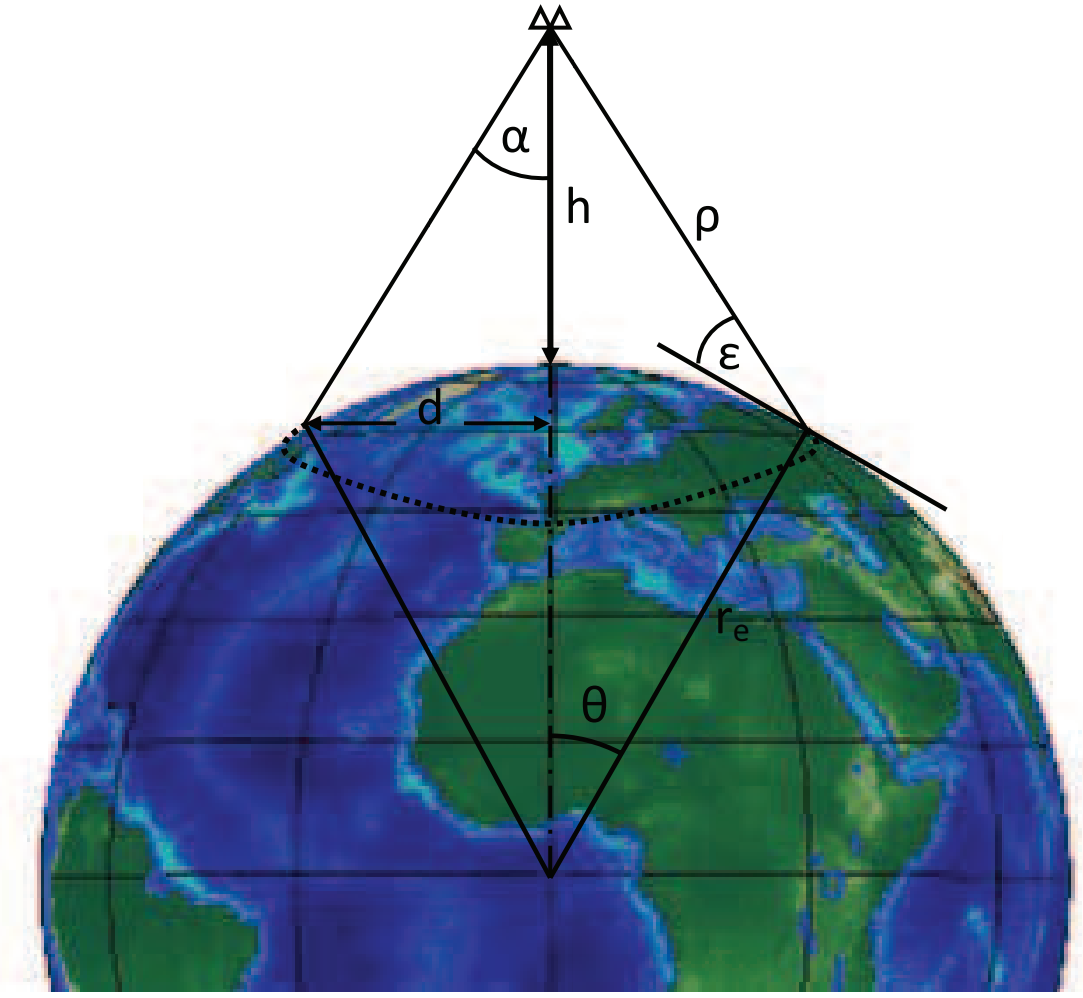


Fig. 2-13: Schematizzazione geometrica del coverage.

Si noti come il campo di vista, abbia un unico vincolo geometrico: la linea dell'orizzonte. Infatti chiamando:

- **h** = quota del satellite
- **ρ** = *slant range*
- **ε** = angolo di elevazione rispetto all'orizzonte

- **θ** = angolo di vista rispetto al centro della terra
- **α** = angolo di vista rispetto al satellite
- $\mathbf{r_e}$ = raggio equatoriale
- **d** = raggio del circolo di osservazione

si andrà incontro alla verifica di detta condizione per **ε** = 0. Ovviamente si tratta di un limite puramente teorico, nella realtà si è soliti avere valori di **ε** considerevolmente maggiori di zero, sia per abbattere le perdite atmosferiche, che a causa delle costrizioni tipiche dello strumento, generalmente esternate in termini di **α** e di **ρ**. I parametri che descrivono la copertura istantanea del satellite sono legati dalle seguenti relazioni:

$$\cos(\theta - \varepsilon) = \frac{\cos \varepsilon}{1+(h/r_e)} = \sin \alpha \qquad \textbf{(2-40)}$$

$$\tan \varepsilon = \frac{\cos \theta - [r_e/(r_e+h)]}{\sin \theta} \qquad \textbf{(2-41)}$$

$$\theta = \frac{360d}{2\pi r_e} \qquad \textbf{(2-42)}$$

$$\rho^2 = r^2{}_e + (r_e + h)^2 - 2r_e(r_e + h)\cos\theta \qquad \textbf{(2-43)}$$

La **(2-40)** può essere utilizzata per determinare l'angolo di vista rispetto al centro della terra, essendo noti quota del satellite ed **ε**, o semplicemente **α**. La **(2-41)** consente altresì di calcolare l'angolo di elevazione rispetto all'orizzonte **ε**, a partire dalla quota, dal raggio equatoriale, e da **θ**, mentre le altre due relazioni **(2-42)** e **(2-43)**, legano ai suddetti parametri, rispettivamente il raggio del circolo di osservazione e lo *slant range*. È intuibile, nonché confermato dalle relazioni appena introdotte, che per un satellite in orbita circolare l'area delimitata dal circolo di osservazione, rimane invariata nel tempo. Si consideri ora il luogo dei punti sub – satellite, ognuno di essi sarà centro della rispettiva zona di osservazione circolare, si otterrà pertanto una striscia di copertura, avente ampiezza pari a **2d**, comunemente chiamata *swath*. Il luogo geometrico descritto è noto come traccia a terra o *groundtrack* ed assume un'importanza fondamentale, identificando i punti sorvolati dal satellite. Si immagini di voler rappresentare la suddetta traiettoria, si ipotizzi pertanto il nodo ascendente come istante iniziale, dopo un periodo orbitale, la *graundtrack* non si troverà esattamente al punto di partenza, ma a causa della rotazione terrestre sarà spostata

verso ovest. In realtà vi è da includere anche la precessione della linea dei nodi, descritta nella **(2-37)**, pertanto, sempre sotto l'ipotesi semplificativa in cui il moto medio **n** non sia influenzato dalla non sfericità del campo gravitazionale (**paragrafo 2.2.3.1**), si può assumere il periodo orbitale coincidente col periodo Kepleriano. Lo *shift* della traccia a terra verso ovest pertanto sarà ottenibile come:

$$S = T(\omega_e - \dot{\Omega}) \qquad \textbf{(2-44)}$$

dove $\boldsymbol{\omega_e}$ è la velocità di rotazione della terra, **S** viene spesso indicata in letteratura come *intertrack distance*. Una rappresentazione grafica per un'orbita quasi polare viene riportata nella **Fig. 2-14**:Traccia a terra per una singola orbita e distanza tra due tracce successive..

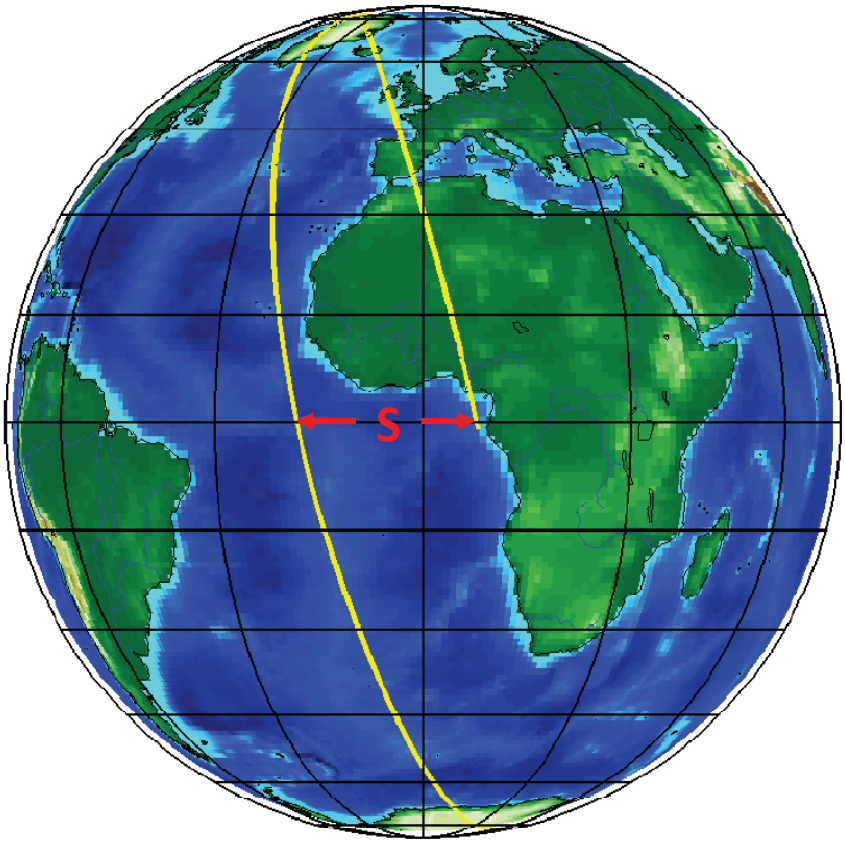


Fig. 2-14:Traccia a terra per una singola orbita e distanza tra due tracce successive.

Introducendo il problema della copertura, si è posto precedentemente l'accento sulla classificazione in termini di aree, tuttavia parlare di *coverage* globale non esime dal dover compiere delle considerazioni circa il tempo od il numero di orbite intercorsi tra due passaggi successivi nello stesso punto, ovvero la possibilità di ripercorrere la stessa traccia

a terra. A tal proposito si definisce il fattore di ripetitività: **Q**, dato come rapporto tra l'angolo giro, e la distanza tra due tracce consecutive **S**:

$$Q = \frac{360}{S} \qquad \textbf{(2-45)}$$

Tale elemento diviene ora il discriminante rispetto al quale operare, infatti nel caso in cui quest'ultimo vada ad assumere valori interi, si parlerà di orbite ripetitive, ovvero orbite, che nel lasso di un giorno, ripeteranno la propria *groundtrack* un numero di volte indicato proprio da **Q**: a titolo di esempio si riportano le orbite *geosincrone* aventi **Q** = 1, e le *Molnya* in cui il fattore di ripetitività assume valore due, come noto nessuno dei due casi sopra citati può essere incluso nella categoria LEO.

Nel caso in cui **Q** non risulti essere un valore intero, per contrapposizione a quanto appena detto, l'orbita non sarà ripetitiva. Questo non preclude, però, che la traccia a terra possa essere ripercorsa dopo un certo numero di orbite. Volendo andare ad esprimere il fattore di ripetitività come un rapporto fra interi si ottiene:

$$Q = \frac{N}{D} \qquad \textbf{(2-46)}$$

in cui a numeratore abbiamo il numero di orbite, ed a denominatore il numero di giorni prima di una ripetizione. Volendo chiarire con un esempio numerico si ipotizzi di aver calcolato i fattore di ripetitività dalla **(2-45)**, e di aver ottenuto 12.3, la **(2-46)**, può essere scritta come:

$$Q = \frac{123}{10} \qquad \textbf{(2-47)}$$

Si avrà dunque la prima ripetizione dopo 123 periodi orbitali, ovvero 10 giorni.

2.3. SISTEMI DI RIFERIMENTO NELLO SPAZIO E NEL TEMPO

Come si è avuto modo di evincere dalla modellistica matematica fin qui sviluppata, i sistemi di riferimento, rivestono una importanza fondamentale sia nella dinamica orbitale che nella meccanica classica in generale. Da qui l'esigenza di dedicare parte della trattazione ad esporre in maniera chiara e corretta e l'orientazione di quest'ultimi, e le

matrici di rotazione responsabili del passaggio dall'uno all'altro. Verranno distinti i riferimenti geocentrici, utilizzati nelle considerazioni in termini di posizione e *ground track* del satellite, e i riferimenti orbitanti, introdotti perlopiù per esigenze di analisi di missione. Grande importanza assume anche la scala temporale, l'aggiunta dei *leap seconds*, l'utilizzo della data giuliana, al fine di avere, come verrà discusso in seguito, un'esatta lettura dell'almanacco delle effemeridi.

2.3.1. I sistemi di riferimento geocentrici

Nell'esposizione del problema dei due corpi si è accennato alle problematiche incontrate nel costruire operativamente un sistema di riferimento inerziale ove valgano le leggi della dinamica. Sebbene siano note le proprietà che una siffatta terna cartesiana debba possedere, (origine ferma o animata da moto rettilineo uniforme, assi non rotanti), come si può materialmente ottenere un sistema di questo tipo? Come spesso accade nella pratica, passando dalla idealizzazione al modello reale, è necessario scendere al compromesso di accettare una ragionevole approssimazione. Per le applicazioni spaziali uno dei sistemi di riferimento inerziale, maggiormente usato è definito nel seguente modo:

- L'origine è coincidente col centro della Terra.
- L'asse **X** è disposto lungo l'intersezione tra piano equatoriale ed eclittica (linea degli equinozi), e punta l'ariete.
- L'asse **Z** è orientato secondo l'asse polare e punta il nord.
- L'asse **Y** viene definito in modo da formare una terna levogira, sarà quindi contenuto all'interno del piano equatoriale.

L'approssimazione introdotta deriva proprio dalla definizione del primo asse come intersezione del piano equatoriale con eclittica, tale direzione, coincidente con la linea degli equinozi, è soggetta ad un lento movimento di rotazione, noto anche come precessione, che tuttavia si completa su un periodo di circa 26000 anni [2]. Si dice infatti che la linea dei nodi punti l'ariete, questo perché il Sole viene a trovarsi all'equinozio nella costellazione dell'ariete. Tuttavia detto allineamento risale all'incirca a 2100 anni fa, quando per primo Ipparco di Nicea, confrontando rilevazioni astronomiche, effettuate dagli antichi sacerdoti babilonesi, risalenti ad alcuni secoli prima, intuì per primo il fenomeno della precessione degli equinozi. Oggi, rispetto ad allora, la linea dei nodi è ruotata di

all'incirca 30°, e come mostrato nella **Fig 2-15**, l'equinozio di primavera si verifica in allineamento con la costellazione dei pesci.

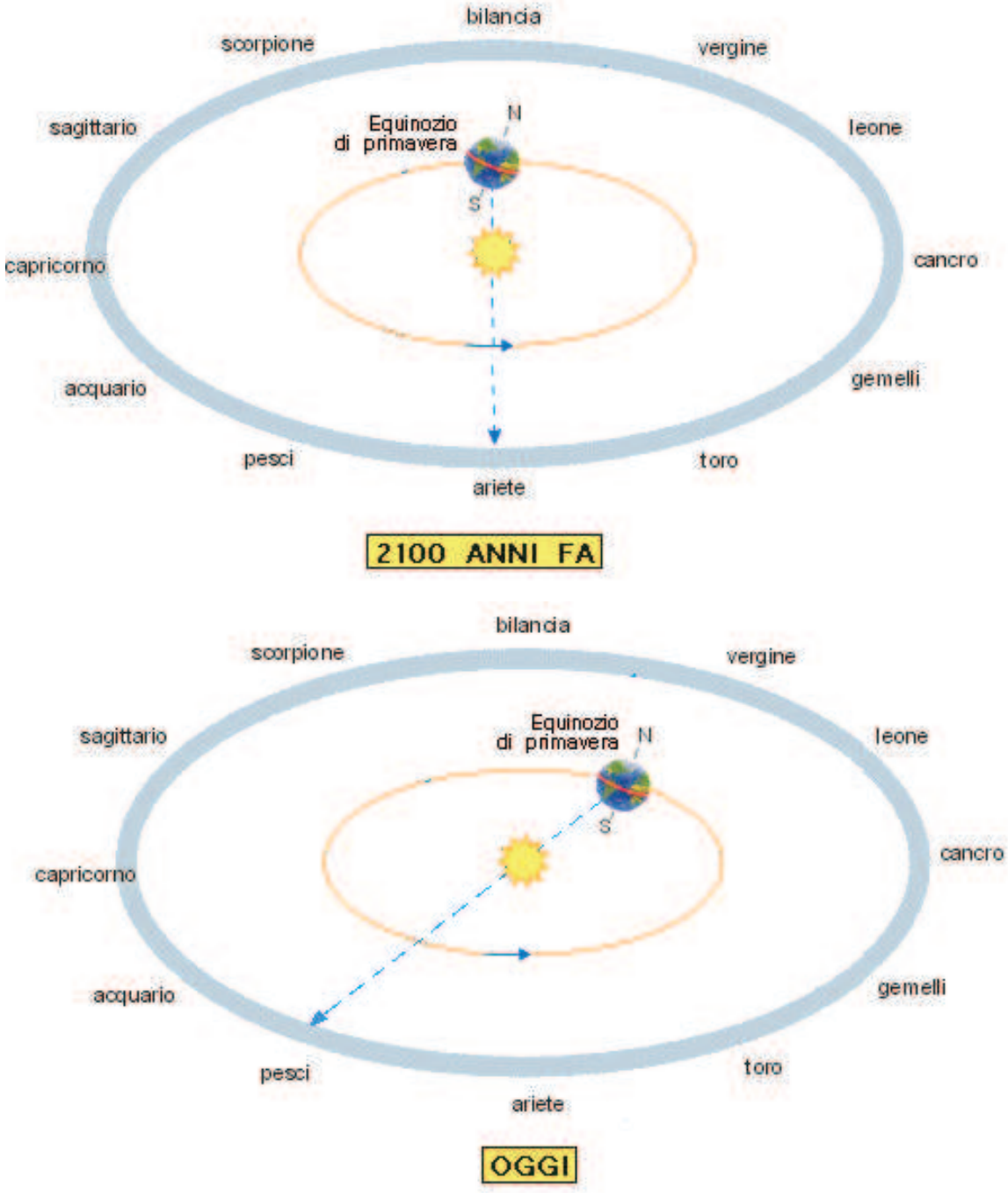


Fig. 2-15: Precessione degli equinozi dal 100 a.c. ad oggi.

Il sistema di riferimento introdotto pertanto va in deroga alla definizione di inerziale, i suo assi infatti sono animati da un moto rotatorio, tuttavia i tempi caratteristici del fenomeno sopra descritto non sono minimamente paragonabili né all'aspettativa di vita dell'essere umano, né tantomeno alla durata di una missione spaziale. Per questo motivo l'approssimazione è considerata ragionevole, sebbene venga utilizzato l'accorgimento di

aggiornare la direzione degli assi, seppur di una quantità infinitesima, ogni 50 anni. Un sistema così definito viene indicato con l'acronimo *ECIJ2000*, ovvero ***E**arth **C**entered **I**nertial* aggiornato al primo gennaio del 2000.

Sebbene sia comodo utilizzare per la propagazione un SR inerziale, può essere altrettanto conveniente introdurre un riferimento che sia solidale al corpo centrale, ovvero al pianeta attorno al quale orbita il satellite, che, nel caso preso in esame, si identifica con la Terra. Una terna siffatta prende il nome di *ECEF* (***E**arth **C**entered **E**arth **F**ixed*) e può essere costruita nel seguente modo:

- L'origine è coincidente col centro della Terra.
- L'asse **X** giace nel piano equatoriale ed è diretto lungo l'intersezione del primo meridiano con detto piano.
- L'asse **Z** è orientato secondo l'asse polare e punta il nord.
- L'asse **Y** viene definito in modo da formare una terna levogira, sarà quindi anche esso contenuto all'interno del piano equatoriale.

Ovviamente un riferimento di questo tipo, non può essere considerato inerziale, essendo definito come rotante attorno all'asse **Z**, con una velocità di rotazione che coincide esattamente con quella terrestre. Tuttavia è estremamente utile ottenere la posizione di un corpo celeste in un sistema avente dette proprietà, poiché un semplice passaggio da coordinate cartesiane a sferiche corrisponde a determinarne latitudine e longitudine geografica.

Ricordando che il problema dei due corpi, chiave di volta nella trattazione della meccanica orbitale, deriva dalle leggi di Newton aventi validità limitata ad un sistema inerziale, si reputa opportuno riportare le matrici che permettono la rotazione da un riferimento *ECI*, ad uno *ECEF*, così che ottenuta la soluzione nel primo, si possa agevolmente passare al secondo:

$$\begin{bmatrix} x_{ECEF} \\ y_{ECEF} \\ z_{ECEF} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} x_{ECI} \\ y_{ECI} \\ z_{ECI} \end{bmatrix} \qquad \textbf{(2-48)}$$

Dove **θ** è l'angolo tra l'asse **X** del sistema inerziale e l'asse omologo del riferimento geocentrico solidale alla Terra. Il problema del calcolo di **θ** si riduce pertanto alla stima dell'ascensione retta del meridiano di Greenwich, rispetto al sistema di riferimento *ECI.*

Nella **Fig. 2-16** vengono mostrati i due riferimenti, e la rotazione sopra descritta: **T** indica il primo punto di ariete, **α** l'ascensione retta di Greenwich.

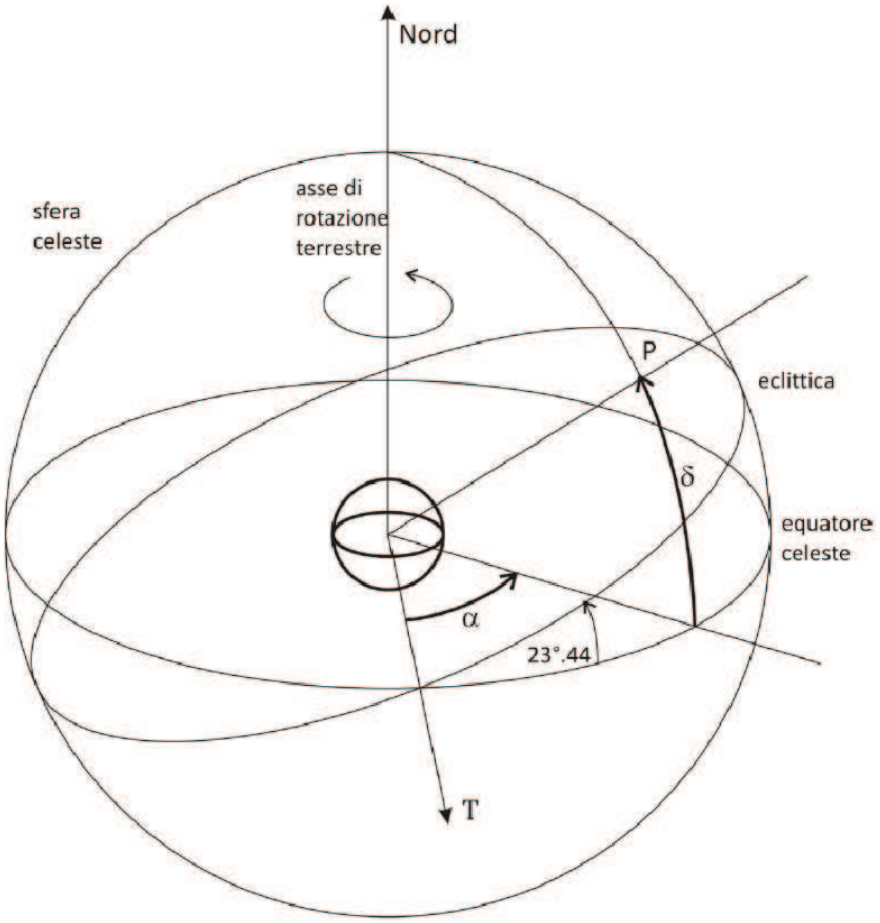


Fig. 2-16: Sistemi di riferimento geocentrici.

Prima di affrontare la problematica sopra sollevata, al fine di fornire una solida base di partenza ed evitare confusioni in termini di notazione, si ritiene opportuno introdurre le scale temporali richiamate nella trattazione.

2.3.2. Sistemi di riferimento per la misura dei tempi

Fissare un sistema di riferimento per la misura dei tempi implica fissare un evento iniziale, ovvero un punto di partenza, e una serie di eventi periodici come unità di misura. La grandezza tempo, introdotta in questi termini è indispensabile in quanto variabile indipendente delle equazioni dinamiche. Si noti, sia pure per inciso, che le misure di detta grandezza, effettuate con questa logica, esistono a livello di definizione le quali inevitabilmente diventano imperfette e creano discrepanze se applicate in situazioni

particolari. Tuttavia per le problematiche che ci si propone di affrontare, lontane da effetti relativistici, la definizione di cui sopra costituisce una ragionevole approssimazione.

Convenzionalmente esistono due vie per l'introduzione di un sistema per la misura dei tempi nel sistema Terra – Sole – sfera celeste: tempo sidereo e tempo solare. Per definizione il giorno sidereo è l'intervallo di tempo fra due passaggi consecutivi del primo punto di Ariete su uno stesso meridiano della Terra. In realtà non è costante, a causa della precessione degli equinozi, ma, come immaginabile, per i fini proposti lo si può ammettere tale. Il tempo solare, invece, è governato dalla rotazione della Terra intorno al Sole, più precisamente si può definire il giorno solare come l'intervallo di tempo fra due passaggi consecutivi del Sole su uno stesso meridiano della Terra.

Dalle definizioni date si evince facilmente come il giorno sidereo possa essere circa 4 minuti minore del giorno solare: nella durata del secondo, infatti, il Sole si è spostato di un grado lungo l'eclittica per cui la Terra dovrà compiere una rotazione maggiore di 360° per seguire il Sole. Inoltre, poiché la traiettoria della Terra è ellittica ed il piano dell'eclittica non coincide con il piano dell'equatore, il giorno solare è solo approssimativamente costante.

Per eliminare il problema si definisce un tempo solare medio relativo ad un Sole medio fittizio che si muove nel piano equinoziale (proiezione dell'equatore sulla sfera celeste) ad un rapporto angolare costante pari al rapporto medio apparente del moto del sole reale, in modo da fornire una misura uniforme dei tempi. Pur con tutte le approssimazioni introdotte il tempo solare medio è stato universalmente accettato come base per le misurazioni. Per definizione si assume il giorno solare medio, pari a 86400 secondi solari medi.

Relativamente alla misura del tempo in giorno solare medio esistono due sistemi di riferimento: il tempo universale (UT) e la data Giuliana (JD).

Il tempo universale è la base del tempo civile. E' espresso in ore, minuti e secondi, ovvero in frazioni di giorno. Lo zero UT è la mezzanotte del meridiano di Greenwich. Per questo motivo e poiché è riferito al Sole medio fittizio questo tempo viene spesso definito equivalentemente *Greenwich Mean Time* (GMT), nel settore aerospaziale spesso chiamato *Zulu* o *Z*. Si può introdurre, quindi, il concetto di angolo orario, come angolo valutato dal meridiano dell'osservatore, al meridiano del corpo celeste osservato, positivo verso ovest e misurato in ore (1 ora corrisponde a 15 gradi e quindi 1 grado a 4 minuti), il tempo GMT è, a meno di 12 ore, l'angolo orario del Sole medio osservato da Greenwich.

La data giuliana, di grande importanza in astronomia, computa i giorni solari medi consecutivamente e la sua origine è sufficientemente lontana (1 Gennaio 4713 a.C.), in modo da poter attribuire, in linea di principio, una data giuliana certa a tutti gli eventi astronomici registrati. Un anno giuliano è composto da 365.25 giorni. La trasformazione fra una data espressa in UT e JD può essere ricavata dalle tabelle riportate su appositi almanacchi astronomici. Tuttavia si può utilizzare un semplice algoritmo di conteggio dei giorni, tenendo conto della differente durata dei mesi, e degli anni bisestili, a partire da una data di riferimento come quella della mezzanotte del 1 gennaio 2000. Si porta all'attenzione inoltre che per attribuire ad un unico giorno giuliano le osservazioni che si effettuano nel corso di una notte gli astronomi hanno fissato l'inizio e la fine del giorno giuliano a mezzogiorno di Greenwich. In altri termini un'osservazione effettuata alle ore 23 del 31 Dicembre UT ed una alle ore 2 del 1 Gennaio UT vengono effettuate nello stesso giorno giuliano, quello che va dalle 12 del 31 Dicembre alle 12 del 1 Gennaio UT. Pertanto la JD 2451544.0 corrisponde allo 0 Gennaio 2000 ovvero alle 12 del 31 Dicembre 1999, mentre la JD 2451544.5 corrisponde alle ore 0:00 del 1 Gennaio 2000 UT. Anche se ad un osservatore abituato ai calendari potrebbe apparire complessa, la data giuliana ha degli indubbi vantaggi connessi con la numerazione consecutiva dei giorni.

2.3.3. Relazione fra longitudine ed ascensione retta

Nel riferimento inerziale precedentemente definito, si rappresenti con l'angolo α_g, l'ascensione retta del primo meridiano. In base a quanto sopra esposto, poiché α_g individua la posizione , a meno della declinazione, di Greenwich rispetto alle stelle fisse, potrà essere vista come è una misura del tempo siderale. In maniera analoga, sarà indicato con α il tempo siderale del meridiano dell'osservatore generico. Pertanto tempo locale, siderale, ed ascensione retta sono misure equivalenti di una posizione angolare, come mostrato nella . La longitudine dell'osservatore: L (che comunemente si misura verso est) sarà quindi legata alle due ascensioni rette dalla relazione **(2-49)** a meno di multipli di 360°.

$$\alpha = \alpha_g + L \qquad \textbf{(2-49)}$$

Ci si trova di nuovo davanti al problema di calcolare l'ascensione retta del primo meridiano in un sistema di riferimento geocentrico inerziale. Si può, a tale scopo, utilizzare una formulazione, dedotta da S. Newcomb a seguito di studi astronomici, ed in seguito ripresa, corretta, ed aggiornata dallo *I.E.R.S.*:

$$\alpha_{g,0} = 99°.6909833 + 36000°.7689 * T + 0°.00038708 * T^2 \qquad \textbf{(2-50)}$$

dove $\boldsymbol{\alpha_{g,0}}$ è l'ascensione retta di Greenwich alle ore 0:00 UT e **T** è il tempo espresso in secoli giuliani a partire dallo 0.5 Gennaio 1900 .

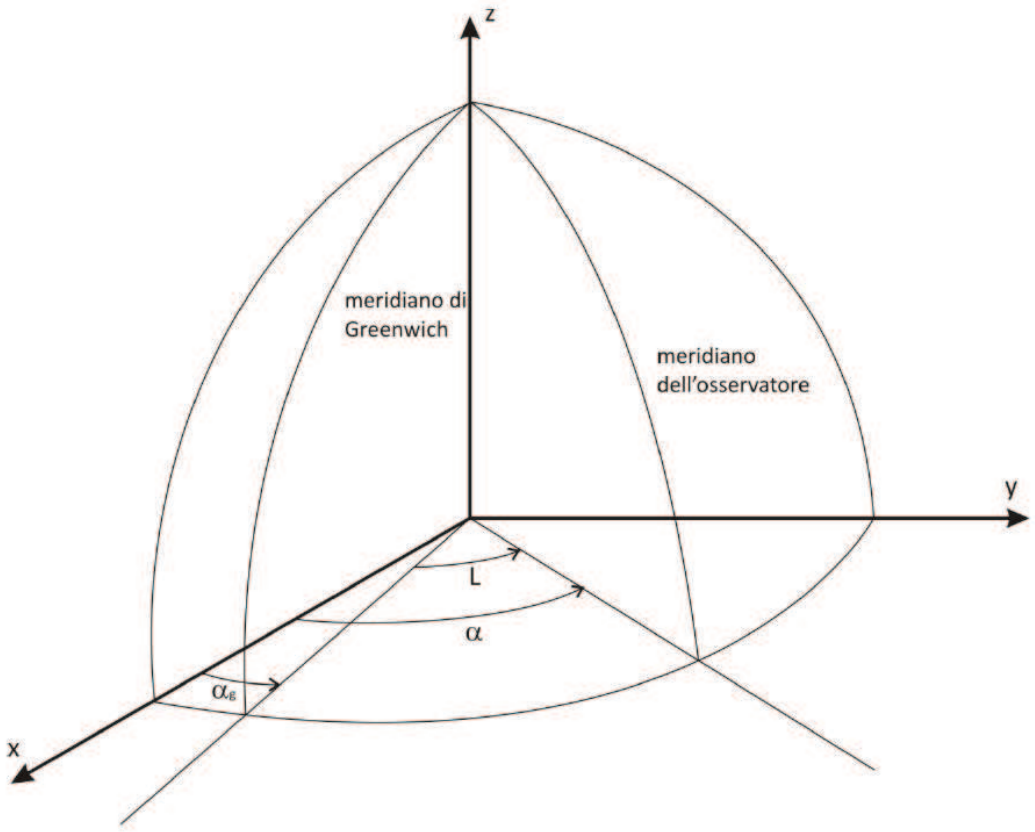


Fig. 2-17:Relazione fra l'ascensione retta di Greenwich, quella di un meridiano generico e la longitudine di quest'ultimo

Nella relazione **(2-50)** il termine di secondo grado in **T** tiene conto delle piccole variazioni periodiche della velocità di rotazione della Terra. Si noti che l'espressione di $\boldsymbol{\alpha_{g,0}}$ non è una funzione continua di **T** perché la **(2-50)** vale solo per le ore 0:00 UT, ovvero la data Giuliana assume solo il valore XXX XXXX.5 La relazione che lega $\boldsymbol{\alpha_g}$ (ascensione retta di Greenwich in un qualunque istante del giorno) con $\boldsymbol{\alpha_{g,0}}$ (ascensione retta di Greenwich alle 0:00 UT) è ovviamente la seguente:

$$\alpha_g = \alpha_{g,0} + \dot{\theta}(t - t_0) \qquad \textbf{(2-51)}$$

Dove $\dot{\boldsymbol{\theta}}$ è la velocità di rotazione della terra, e la differenza che moltiplica è proprio l'intervallo di tempo trascorso dalla mezzanotte (UT).

È doveroso, infine, sottolineare che in letteratura si possono trovare delle versioni che presentano leggere discrepanze nei coefficienti della **(2-50)**, ciò è dovuto a successivi aggiornamenti e correzioni che tuttavia sono inessenziali ai fini della trattazione.

2.3.4. Sistemi di riferimento orbitanti

Visto quanto è stato detto sulla valenza della legge dei due corpi, fondata sul secondo principio della dinamica, è lecito porsi l'interrogativo circa l'utilità di definire un sistema di riferimento che di inerziale ha ben poco, dal momento che viene definito come solidale al satellite.

La risposta è insita nell'esigenza di fornire all'osservatore la stessa prospettiva, in termini geometrici, del satellite, o in generale dei *payload* che vi sono imbarcati. È ovvio che si tratta semplicemente di un artificio dedito a snellire il calcolo, migliorare la possibilità di visualizzarne la geometria, nonché uniformarsi alla letteratura di riferimento.

A tal fine viene quindi definito il sistema di riferimento orbitante così costruito:

- L'origine è coincidente col centro di gravità del satellite, questo al fine di svincolarsi dalla dinamica d'assetto dello stesso.
- L'asse **X** è disposto lungo la direzione di avanzamento, parallelo in direzione ed identico in verso, al vettore velocità. È ovviamente contenuto nel piano dell'orbita.
- L'asse **Z** è orientato secondo la congiungente satellite corpo centrale, e punta in direzione opposta al centro del medesimo.
- L'asse **Y** orientato di conseguenza, ottenendo una terna levogira.

La comodità di avere introdotto un siffatto sistema consiste, oltre ai motivi sopra enunciati, e che prenderanno forma nel prossimo paragrafo, nel poter ottenere a partire da un semplice *off-set* o da una banale rotazione invariante, un riferimento adattato ad un particolare *payload*. Si consideri ad esempio un antenna o anche un sensore ottico, in questo caso è possibile, a partire alle effemeridi del satellite e del corpo osservato, definire un sistema di assi, orientato ad esempio secondo il *boresight*, vale a dire l'asse ottico, e ricostruire esattamente la stessa geometria di osservazione, facilitando l'analisi, e l'individuazione delle configurazioni critiche.

2.4. PARAMETRI SENSIBILI PER LA CALIBRAZIONE

Nel capitolo precedente è stata introdotta la problematica di ottimizzazione della direzione di puntamento dell'antenna dedicata alla calibrazione. Si tratta di una indagine specifica, dedicata ovvero alla singola missione, confortata da una misera trattazione in letteratura, dove, come giusto, tematiche simili sono esposte in senso del tutto generale. In questo contesto nasce la necessità di sviluppare una propria trattazione, modellata sulle specifiche di missione, con la finalità di individuare quelli che sono i già citati parametri sensibili per la calibrazione.

Si consideri quindi l'orbita di *Post – EPS* esposta nel capitolo precedente, semplificandone la configurazione geometrica come nella **Fig. 2-18**, si noti che, essendo quest'ultima eliosincrona, espone al Sole sempre la stessa giacitura del piano orbitale. Per chiarezza si indica che la Luna stilizzata presente in figura ha il solo compito di contrassegnare la parte di piano non illuminata.

Detta proprietà sarà fondamentale ai fini della trattazione.

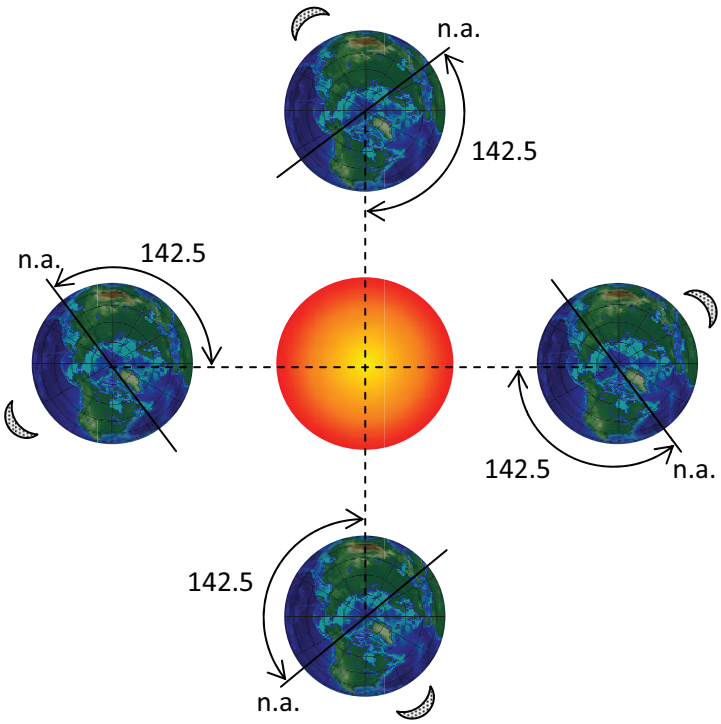


Fig. 2-18: Schematizzazione dell'orbita di *Post – EPS*

Nel costruire il modello matematico per la determinazione ed il calcolo dei suddetti parametri, si è deciso di idealizzare il sistema in due differenti fasi: una prima dedicata al calcolo dell'angolo di incidenza del Sole e della Luna rispetto al piano orbitale (la Terra trovandosi al centro dello stesso non viene presa in considerazione); una seconda in cui, scelte le possibili direzioni dell'antenna, si passa al calcolo dell'angolo tra il *boresight*

della stessa e il raggio vettore - nel riferimento dedicato - dei suddetti corpi celesti. Sebbene le ragioni di questo duale, ed apparentemente ridondante approccio, saranno riprese e chiarite nel **capitolo 3**; si anticipa che è stato necessario, in fase iniziale,fare delle considerazioni in termini di angolo sotteso rispetto al piano orbitale svincolandosi dal problema di discretizzare l'orbita, ed ottenendo una sorta di media degli angoli di incidenza che i corpi celesti potessero assumere durante un ciclo orbitale. Si sono individuate in tal modo delle direzioni preferenziali, per le quali l'indagine è poi stata approfondita ricalcolando detti parametri nel riferimento antenna.

2.4.1. *β angle* medio, e reale: approssimazioni successive.

Considerando un'orbita di tipo qualsiasi, viene definito *β angle* medio l'angolo sotteso tra il raggio vettore di un corpo celeste nel sistema di riferimento *ECI* ed il piano orbitale, come mostrato nella **Fig. 2-19**, che si ricorda essere la giacitura avente normale il vettore momento quantità di moto. Si torna a ripetere che non si tratta di un parametro reale, sebbene indicativo del valore medio assunto dal suddetto angolo.

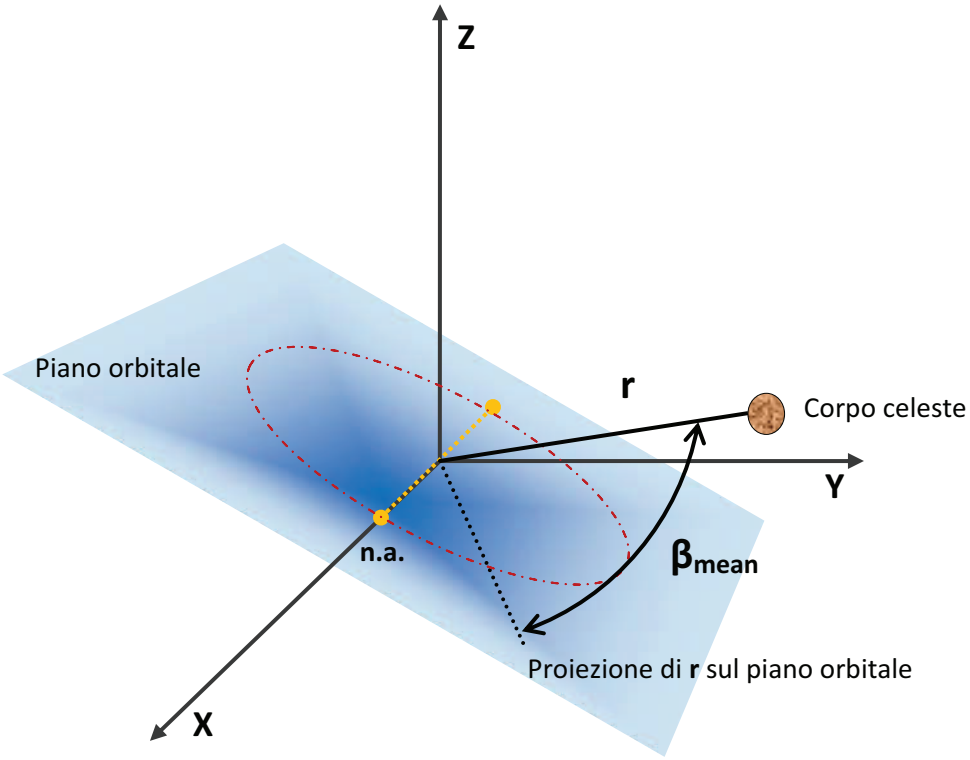


Fig. 2-19: Definizione del *β angle*

Come accennato in precedenza la posizione del corpo celeste può essere occupata in questo caso dal Sole o dalla Luna, la Terra non viene contemplata trovandosi essa stessa

al centro del sistema di riferimento. Al fine di procedere al calcolo operativo, si andrà perciò a formalizzare quanto esposto attraverso una trattazione analitica. Assumendo la conoscenza delle effemeridi di Sole e Luna, nel sistema di riferimento inerziale, peraltro facilmente reperibili negli almanacchi, non resta che porre in essere un espediente, al fine di materializzare nello spazio la direzione del piano orbitale, od una ad essa connessa. In effetti ottenuta detta direzione, possedendo le effemeridi del corpo celeste, è sufficiente invertire la definizione di prodotto scalare come mostrato nella **(2-52)**, per calcolare il parametro desiderato. Il metodo per ottenere l'orientamento correlato al piano orbitale consiste nell'introdurre il vettore quantità di moto, il quale essendo definito come il prodotto vettoriale della **(2-53)**, ottenuto tra due vettori (posizione e velocità) contenuti nella detta giacitura, sarà sicuramente normale alla stessa.

$$\beta_{mean} = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1}\frac{\mathbf{h}*\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|*\|\mathbf{h}\|} \qquad \textbf{(2-52)}$$

$$\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \mathbf{v} \qquad \textbf{(2-53)}$$

Infine, come si evince dalla **Fig. 2-20** il *β angle* medio sarà il complementare dell'angolo ottenuto.

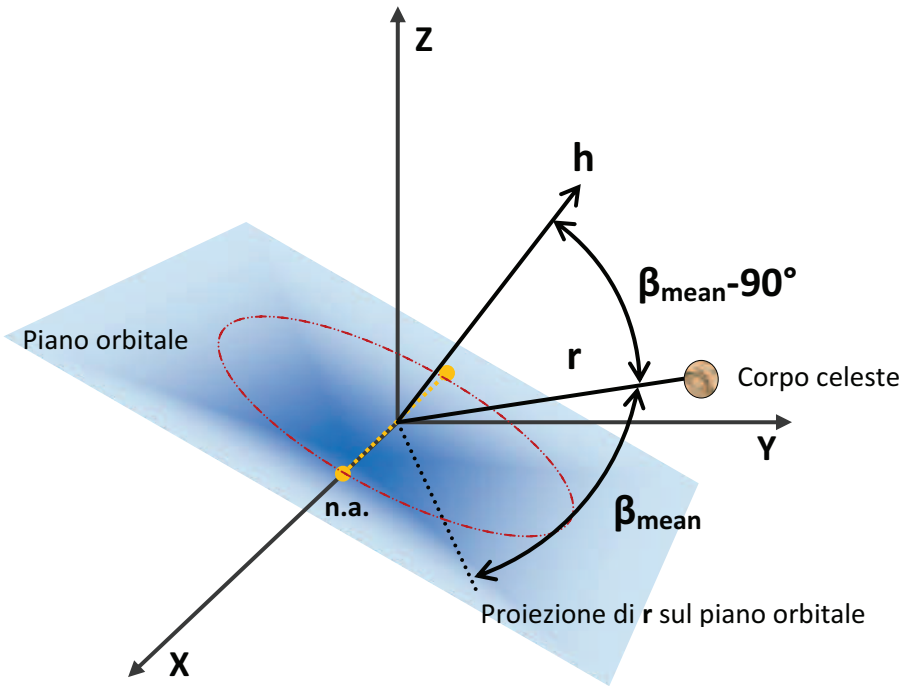


Fig. 2-20: Vettore quantità di moto (h), complementare di β

Trattandosi di un angolo sotteso tra una direzione ed un piano, non appare significativo - anche alla luce degli scopi per cui è stato introdotto - che assuma valori esterni all'intervallo [-90° 90°]. Dalla definizione analitica di β_{mean} si deduce come la giacitura positiva del piano sia considerata lungo **–h**.

La naturale evoluzione, in termini di approssimazione, del suddetto parametro, porta alla definizione del *β angle* reale. Quest'ultimo è considerato semplicemente come l'angolo effettivamente formato dalla direzione di interesse: *il boresight* di una specifica apparecchiatura, ed il corpo celeste in questione. Se ne offre una rappresentazione grafica nella **Fig. 2-21**.

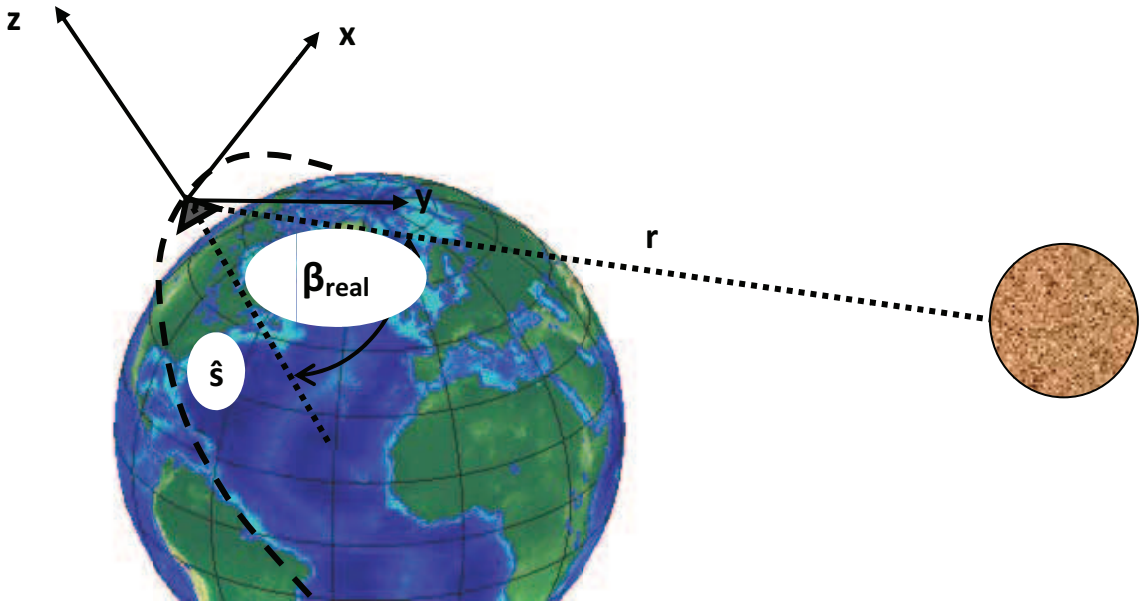


Fig. 2-21: Real *β* angle, configurazione geometrica.

Per quanto concerne la formalizzazione matematica del *β angle* reale, il *modus operandi* ripeterà identicamente quanto già sviluppato, tuttavia sarà la direzione di puntamento dello strumento a giocare il ruolo del vettore quantità di moto. Tale orientazione, definita nel sistema di riferimento orbitante, o in quello dedicato allo strumento, tuttavia divergente dal primo per una inessenziale rotazione rigida, verrà moltiplicata scalarmente per il raggio vettore del corpo celeste, ovviamente calcolato nel medesimo sistema di assi coordinati. Pertanto sia **ŝ** detto versore, la definizione del parametro diviene:

$$\beta_{\text{real}} = \cos^{-1}\frac{\hat{\mathbf{s}}*\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|} \quad \textbf{(2-54)}$$

A differenza del caso precedente, ora è opportuno considerare anche la Terra, come corpo celeste potenzialmente soggetto ad indagine.

Emerge quindi che non vi è una sostanziale differenza nella complessità di calcolo richiesta dal *β angle* medio, piuttosto che dal reale. E allora per quale motivo introdurre il primo, se questo presenta una notevole approssimazione della misura richiesta,a parità di onere computazionale? Le ragioni di tale scelta verrano esposte nel **capitolo 3**, tuttavia si vuole portare l'attenzione su una fondamentale differenza: il β_{mean} è definito nel riferimento inerziale, rispetto al piano orbitale, il β_{real} viene definito in un sistema orbitante, rispetto a cui traslare le effemeridi del corpo celeste d'interesse.

2.4.2. Occorrenze e probabilità, il cuore dell'analisi orbitale.

Sebbene il β_{mean} sia per definizione, una media sul periodo orbitale, ciò non va travisato con una generale tempo invarianza. Il *β angle* costruito sulla base di una configurazione geometrica è fortemente dipendente dal tempo, pertanto volendo ottenere una corretta interpretazione, soprattutto delle stime su lunga scala, è opportuno introdurre dei termini che forniscano indicazioni in tal senso. L'instazionarietà di un fenomeno, può essere in linea di principio interpretata secondo infinite chiavi di lettura, in questo caso se ne sono utilizzate principalmente due: una prima intesa al conteggio del numero di eventi, una seconda in cui viene cumulata la durata temporale di ogni evento. Si avrà un evento ogni qualvolta la variabile andrà ad assumere un preciso valore.

Se nel primo caso si parla di occorrenze, nel secondo si è usato, seppur impropriamente, il termine probabilità.

Pertanto si definisce una *occurency*, riferita al *β angle* medio di uno specifico corpo celeste, come il numero delle volte il cui quest'ultimo andrà ad assumere ogni valore compreso all'interno del proprio *range*. Il ruolo del suddetto indicatore è tutt'altro che banale: si consideri l'eventualità che per determinati β_{mean}, la configurazione geometrica verifichi una condizione critica per la strumentazione. Avere un immediato conteggio di tali occasioni, è certamente un ottimo punto di partenza per l'analisi orbitale. Appurata la ricerca degli eventi appare spontaneo chiedersi il periodo di tempo in cui vada ad incorrere in uno dei suddetti casi. Proprio al fine di ricavare questo tipo di informazione, si applica la definizione di probabilità al β_{mean}, introducendo, in relazione ad un corpo celeste , il

parametro *probabilità*. Considerando, per ogni valore appartenente al dominio del *β angle*, un campo di vista di apertura pari ad 1°, si ottiene una somma cumulativa del tempo di appartenenza alla suddetta geometria. Se ne da una rappresentazione grafica nella **Fig. 2-22**, rimandando al **capitolo 3** l'onere di esporre la parte computazionale.

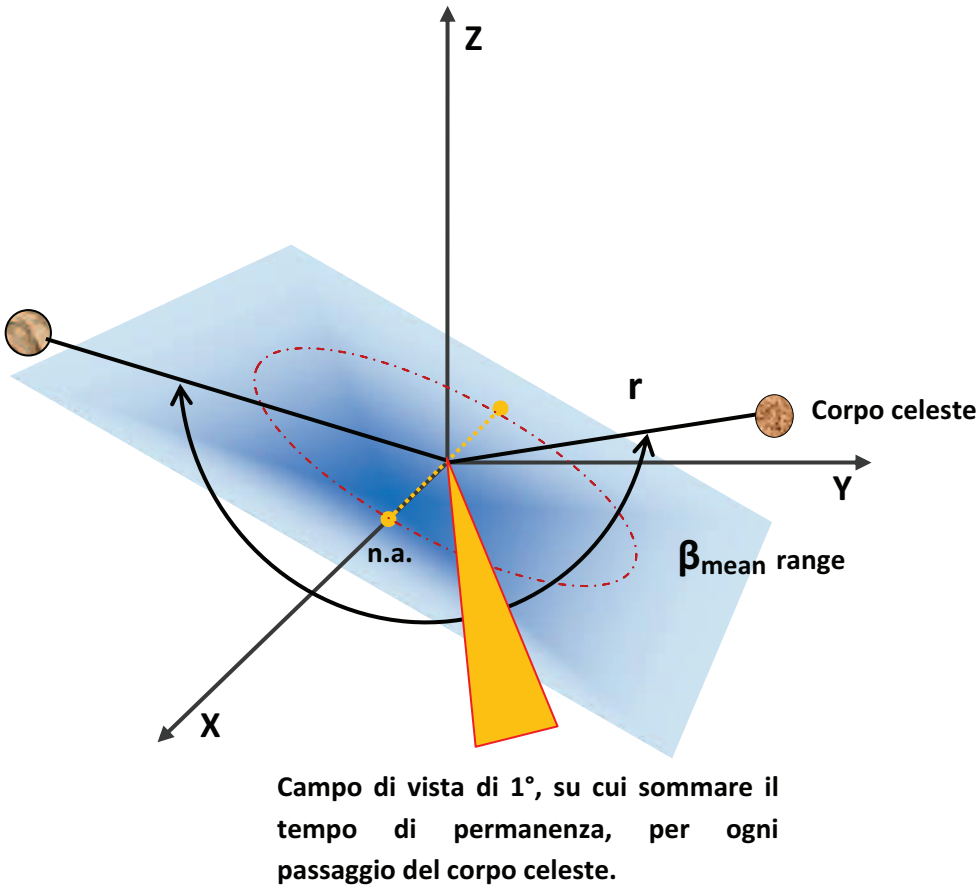


Fig. 2-22: Visualizzazione grafica della *Probability*.

CAPITOLO 3

ARCHITETTURA E VALIDAZIONE DEL SOFTWARE

3.1. INTRODUZIONE

A valle della trattazione analitica del capitolo precedente è possibile introdurre e spiegare in ogni sua parte il *software* sviluppato. Viene esaminato il funzionamento del codice nella sua totalità e successivamente si mostra la necessità di appoggiarsi alle *SPICE* per quanto concerne lo sviluppo del problema, limitando l'uso del propagatore analitico solamente alla generazione delle effemeridi del satellite per l'intera durata della missione.

Si provvede a spiegare la logica alla base del programma e il modo in cui si è approcciato il problema analitico per pervenire alla soluzione numerica. Si mettono in risalto i limiti del *software*, le approssimazioni alla base e si evidenzia la necessità di definire accuratamente la discretizzazione spaziale (per quel che riguarda il *coverage*) e temporale (per tutto quello che riguarda il numero di punti considerati su di un'orbita) del problema.

Inoltre per ogni *routine* creata e per ogni singola *SPICE* introdotta si mostrano una serie di *test case*, necessari sia per validare il codice che per comprendere appieno il funzionamento di alcune *SPICE*. Uno studio del genere, in riferimento a queste librerie è stato di fondamentale importanza per evidenziarne le potenzialità ma al contempo anche i limiti. Infatti si dimostra quanto può essere fuorviante affidarsi alla loro apparente facilità di funzionamento (anche per un utente non direttamente addentro a questioni inerenti l'analisi orbitale) con il rischio di ricadere nella pericolosa logica della *black box*. In un ottica di trasparenza si cerca di esporre chiaramente le difficoltà incontrate nel coniugare i risultati ottenuti analiticamente con la logica di funzionamento di dette *routine*. Sebbene tali problematiche non rispecchino incoerenze nella fisica del problema, riducendo il tutto a una serie di accorgimenti inerenti esclusivamente la logica di programmazione, si sarebbero potuti ripercuotere sull'accuratezza dei risultati determinati.

Per una trattazione più dettagliata delle modalità di utilizzo del *software* e delle *SPICE* (sintassi, sistemi di riferimento, definizione dei *kernel*, approssimazioni derivanti dal loro utilizzo) è bene riferirsi alle **appendici 1** e **2** presentate alla fine della trattazione.

3.2. OBIETTIVI DELLO STUDIO

Per meglio comprendere il codice proposto a seguire è bene indicare quelli che nel corso del lavoro svolto sono stati gli obiettivi e le linee guida sulle quali è stato sviluppato il *software* sfruttato per effettuare l'analisi orbitale.

- *General purpose*: è stato il primo requisito alla base del lavoro. Il programma è stato sviluppato in maniera indipendente e al contempo parallela alla missione *Post EPS*. Indipendente perché è stato sviluppato in via del tutto generale, per gestire differenti tipi di orbite e di pianeti in funzione delle richieste dell'utente; parallela in quanto il *software* è stato praticamente applicato (e testato) su questa missione specifica;
- *Affidabilità*: è alla base di tutti gli studi e il caso in questione non fa eccezione. Proprio per questo motivo si sono resi necessari una serie di *test case* in grado di verificare ogni singola parte del codice sviluppato e ogni singola *routine SPICE* utilizzata;
- *Uso delle librerie SPICE*: le motivazioni per l'utilizzo di queste librerie sono differenti. Prima di tutto è stato richiesto il loro utilizzo per avere la possibilità di interfacciarsi con la comunità scientifica in ambito internazionale, in quanto attualmente queste *routine* sono alla base di molti codici similari. In secondo luogo, l'uso delle *SPICE* è stato scelto anche per una questione di velocità di calcolo. Tuttavia il loro utilizzo è stato ben ponderato per evitare di incappare in problemi tipici relativi ad esse (vedi *appendice 1*);
- *Sviluppo modulare*: alla base di questo requisito si pone la necessità di assicurare una elevata longevità al codice creato. Da tale motivazione il bisogno che presenti un'architettura il più possibile modulare, con la possibilità di essere ritoccato nei punti di interesse dall'utilizzatore in caso di aggiornamenti o di requisiti leggermente diversi da quelli garantiti dal *software* stesso;

- *Facilità di utilizzo*: il *tool* è stato pensato e sviluppato per effettuare analisi orbitale. Proprio per questo motivo, molto spesso, il *know how* degli utilizzatori può essere orientato alla sensoristica più che alla dinamica orbitale vera e propria. È stato, quindi, necessario che il codice fosse facile da utilizzare e soprattutto in grado di restituire il giusto *feedback* in caso di errore da parte dell'utente. A tal fine, inoltre, si è reso necessario sviluppare un'interfaccia grafica;
- *Autosufficienza*: un requisito del genere è fondamentale in quanto il *software* deve essere chiuso, nel senso che non deve poggiarsi a nessun programma al di fuori di esso e da solo deve essere in grado di effettuare l'analisi orbitale richiesta. Questo, inoltre, garantisce la possibilità di integrarlo in altri programmi o *tools* facilmente;
- *Versatilità*: in questo caso si intende la necessità che il programma risulti efficace ed utilizzabile sia in una fase di pre - progetto che in caso di un' accurata analisi orbitale. Affinché tutto questo sia possibile è stato necessario ritrovare il giusto compromesso tra un'elevata velocità di calcolo unita ad un'adeguata precisione ed affidabilità dei risultati.

3.3. LOGICA ALLA BASE DEL SOFTWARE

Una volta esaminati i requisiti alla base del programma creato, è bene comprendere la logica con la quale si è proceduto allo sviluppo.

La necessità di avere un codice che rispecchiasse requisiti così impegnativi e che al contempo si presentasse facile per l'utente, ha generato il bisogno di prevedere differenti modalità per i dati di *input*, nonché per quelli in *output* e soprattutto per la forma ad essa dedicata. Inoltre, per garantire una velocità di calcolo accettabile unita ad errori sui risultati trascurabili, è stato fondamentale definire con grande attenzione la logica con cui lavora il *software* stesso.

É stato appurato che gran parte del tempo richiesto è legato direttamente dalla propagazione dell'orbita (fatta eccezione per il caso del *coverage*). Per ovviare al problema si sono sfruttate a fondo le potenzialità delle *SPICE* e la possibilità di usarle come interpolatori. Per riuscirci è stato introdotto un approccio che permette di effettuare una scelta fondamentale all'inizio dell'analisi:

- *Propagazione analitica*: in funzione dell'analisi orbitale desiderata è necessario infittire in maniera adeguata la discretizzazione dell'orbita per ottenere risultati attendibili. Qualora l'analisi richieda di considerare quattro punti o più per ogni orbita per la durata dell'intera missione (7 anni in questo caso particolare di *Post – EPS*), i tempi di calcolo aumenterebbero in maniera esponenziale. Conseguenza di tutto questo sarebbero elevati tempi di attesa per ogni studio che si vuole effettuare;
- *Utilizzo delle effemeridi pre – esistenti*: è un modo per limitare i tempi di calcolo. Questa opzione consente di creare una libreria di effemeridi in funzione dell'orbita selezionata e di sfruttarle successivamente senza il bisogno di passare per il propagatore analitico.

Successivamente, per utilizzare i dati selezionati oppure ottenuti dalla propagazione (a seconda i casi), si sfruttano le *SPICE* per interpolarli con un passo opportunamente infittito. Tutto questo garantisce un vantaggio fondamentale, in quanto permette di appoggiarsi al propagatore analitico una sola volta, vale a dire soltanto nel momento in cui vengono fatti variare alcuni parametri orbitali e quindi si rende necessario ripropagare l'intera missione per determinare le effemeridi del satellite. A questo punto, però, è prevista la possibilità di salvarle e successivamente riutilizzarle, con la conseguenza che per qualsiasi analisi successiva non si ha più il bisogno di utilizzare una propagazione analitica.

Una volta ottenute le effemeridi del satellite è possibile affrontare l'analisi orbitale vera e propria. È bene precisare che l'analisi di interesse ai fini della missione è basata sul calcolo del β *angle* reale, vale a dire quello ottenuto rispetto al sistema di riferimento antenna e che quindi fornisce un calcolo effettivo della posizione reciproca tra l'antenna e i corpi celesti studiati. In una fase pre – progettuale in cui l'obiettivo è definire l'orientazione dell'antenna, però, uno studio del genere comporterebbe serie difficoltà nella gestione del tempo richiesto e soprattutto della grande mole di dati calcolati. Si è preferito, quindi, partire da uno studio medio del β *angle*, tramite il quale è possibile definire ed isolare le principali fonti di disturbo inerenti la calibrazione. In seguito è possibile calcolare, a seconda i casi ai quali si è interessati, sia il numero di volte che la Luna (principale disturbo alla calibrazione) attraversa il *boresigth* dell'antenna, sia il tempo durante il quale viene osservata, il tutto lungo ogni direzione di puntamento.

Calcolate queste grandezze per l'intera durata della missione, è possibile proseguire lo studio centrando l'interesse sull'antenna e su tutte le eventuali direzioni di puntamento che è conveniente analizzare.

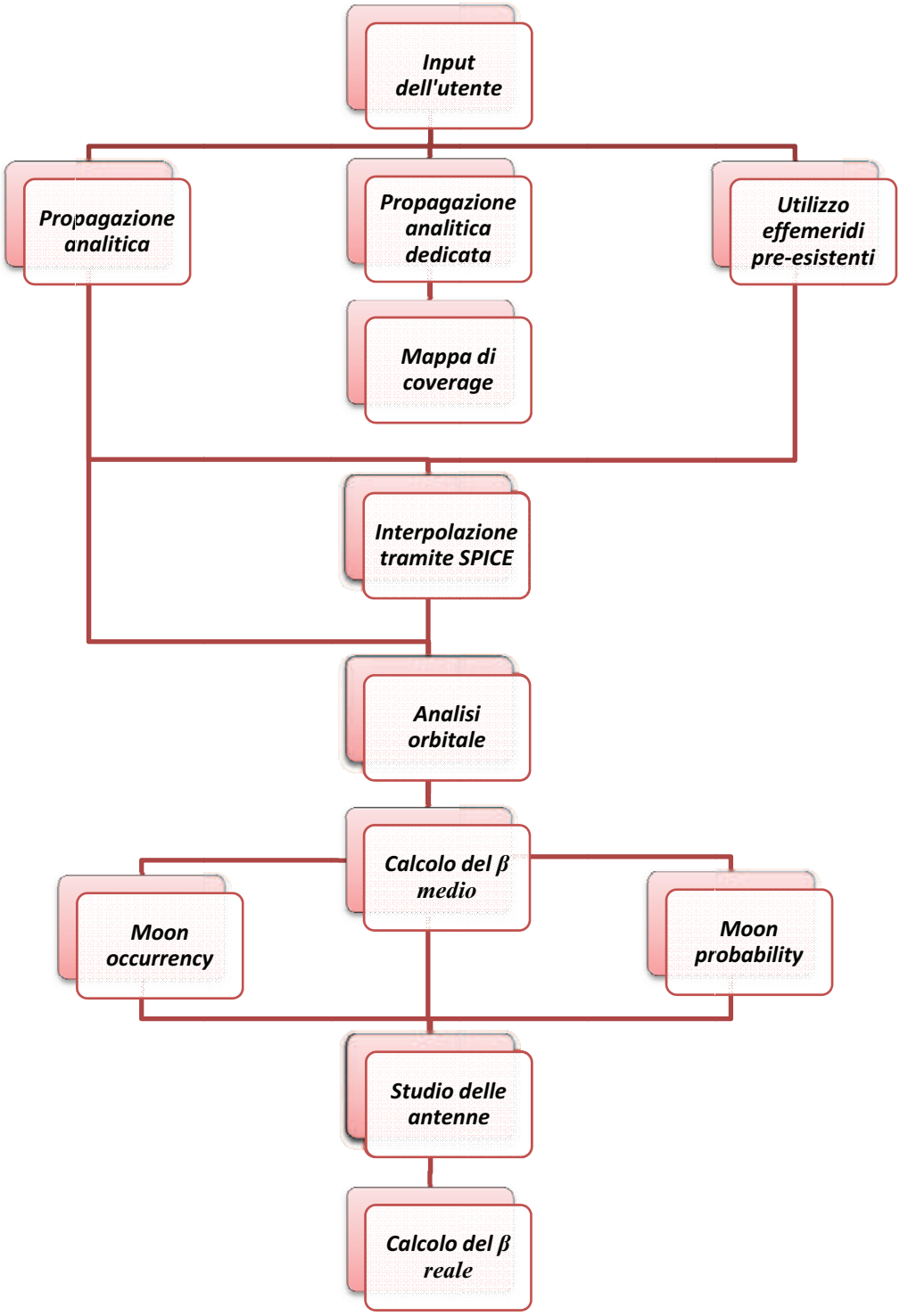


Fig. 3-1: Flusso logico del programma sviluppato

A questo punto, quindi, l'utente ha la possibilità di definire la direzione preferita per l'antenna e continuare con l'analisi nel caso reale. Così facendo è possibile ridurre sia il tempo richiesto dalle operazioni, che i dati da calcolare restringendo l'analisi semplicemente al puntamento definito. Quest'analisi permette di calcolare gli angoli che si formano durante la missione tra l'antenna e il Sole, tra l'antenna e la Luna e per concludere tra l'antenna e l'orizzonte terrestre.

Infine bisogna considerare il *coverage*, che per quello che riguarda il funzionamento del *software* è un processo completamente svincolato dagli altri. Per questo aspetto si è introdotto un propagatore orbitale dedicato, data la necessità di avere una discretizzazione dell'orbita molto fitta per un periodo di tempo molto breve se paragonato alla durata dell'intera missione. In questo caso si considerano in *input* i dati orbitali inseriti dall'utente e successivamente vengono richiesti dei nuovi parametri temporali per definire la durata e la discretizzazione della simulazione.

In **Fig. 3-1** si mostra il diagramma di flusso del programma.

3.4. INPUT FORNITI DALL'UTENTE

Questo aspetto è alla base del funzionamento dell'intero *software* sviluppato, e solitamente dalle modalità di inserimento dei parametri in *input* può dipendere la difficoltà della gestione del programma stesso da parte di un utente. Grande attenzione, quindi, è stata posta relativamente a questa sezione e tutto il lavoro si è sviluppato intorno a tre considerazioni fondamentali:

- *Immediatezza nella gestione*: è un aspetto che è stato tenuto fortemente in considerazione in quanto è stato previsto che l'utente possa fare più *run* consecutivi; e possa desiderare variare alcuni parametri fondamentali inerenti gli elementi orbitali o quelli temporali di propagazione. Un esempio può essere il caso in cui si voglia fare uno studio o un confronto relativo a orbite differenti;
- *Comprensione degli acronimi*: è un aspetto di importanza cruciale per evitare che si faccia confusione con i parametri che si devono gestire. Questo aspetto è ancora più importante considerando che gli utilizzatori di un *software* del genere non devono possedere per forza di cose una conoscenza approfondita degli aspetti orbitali;

- *Limitazione degli errori nell'inserimento dei dati*: sono quegli errori dovuti ad una distrazione da parte dell'utente in fase di digitazione.

Questo *software* gestisce inizialmente tre tipi di dati differenti in ingresso, per ognuno dei quali è previsto una modalità di *input* differente al fine di rendere intuitiva questa fase.

- *Modello del campo gravitazionale*: è possibile scegliere tra il caso non perturbato (Kepleriano) oppure si può introdurre l'armonica zonale J_2. Da una scelta del genere il programma è in grado di gestire i dati richiesti successivamente per definire il tipo di orbita. In **Fig. 3-2** si mostra quanto detto;

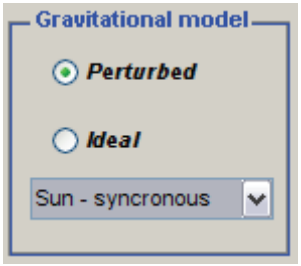


Fig. 3-2: Parte di interfaccia dedicata alla scelta del modello del campo gravitazionale

- *Parametri temporali*: permettono di definire il tempo di interesse per l'analisi, come si può vedere in **Fig. 3-3**;

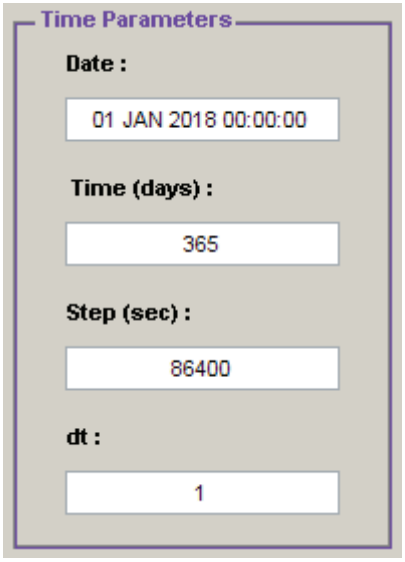


Fig. 3-3: Parte di interfaccia dedicata alla gestione del tempo d'analisi

- *Parametri orbitali*: sono tutti quei parametri che servono per descrivere l'orbita alla quale si è interessati e sono comprensivi delle costanti cosmologiche (vedi **Fig. 3-4)**. Gli *input* richiesti all'utente variano in funzione dell'approssimazione scelta per il campo gravitazionale.

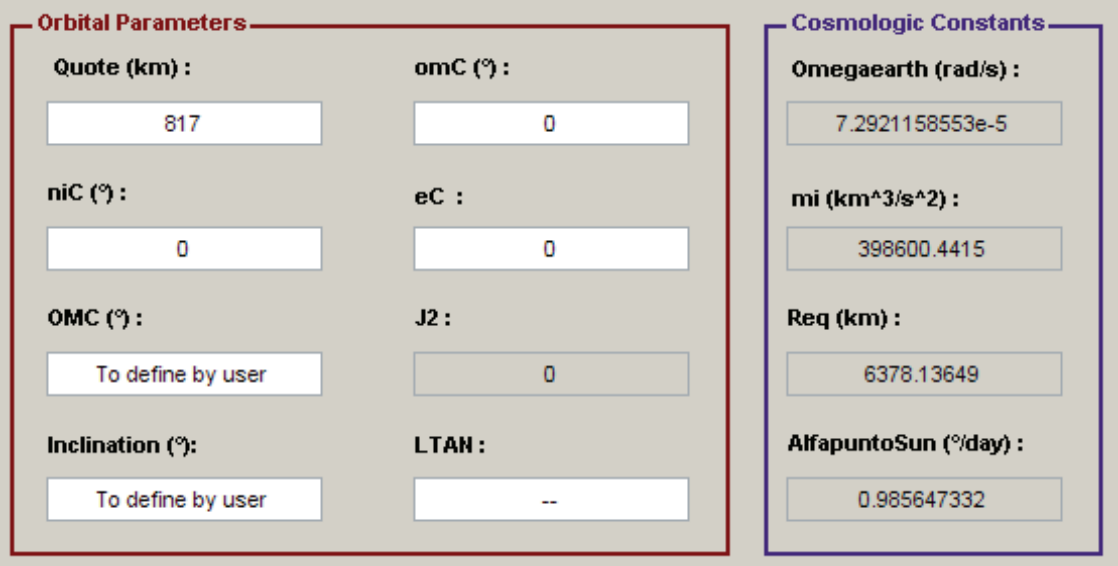


Fig. 3-4: Parte di interfaccia dedicata alla definizione di tutti i parametri orbitali

Per i motivi indicati poco sopra si sono resi necessari alcuni accorgimenti fondamentali. Sia per rendere l'interfaccia *user friendly* che per limitare gli errori casuali, si è preferito avere una doppia e contemporanea assegnazione dei parametri di *input*, una direttamente da interfaccia, mentre l'altra è prevista tramite file di testo. Così facendo le costanti gravitazionali relative al pianeta intorno al quale si orbita, le caratteristiche dei corpi celesti di riferimento e la costante riferita all'armonica zonale J_2 vengono assegnate tramite un *file txt* (in **Fig. 3-5** se ne ha un esempio) e sono semplicemente mostrate per chiarezza all'utente al momento dell'utilizzazione, ma non si ha la possibilità di modificarle da schermo.

```
H               = 817
niC             = 0
LTAN            = 21:30
omC             = 0
eC              = 0
omegaearth      = 7.2921158553e-5
mi              = 398600.4415
J2              = 0.0010826269
Req             = 6378.13649
alfapuntosun    = 0.985647332
```

Parametri orbitali

Costanti cosmologiche

Fig. 3-5: Esempio di *file* di testo per l'inizializzazione del programma

Tutti i restanti parametri orbitali o temporali, invece, possono essere modificati in ogni momento dall'utente in funzione del tipo di analisi voluta direttamente da interfaccia.

Questa doppia assegnazione che potrebbe sembrare ridondante è stata fatta anche per comodità, in quanto è stata prevista l'inizializzazione dell'interfaccia tramite gli elementi indicati su questo *file*.

Come si evince dallo schema in **Fig. 3-6**, le costanti cosmologiche sono accessibili soltanto da *file* di testo. Questo per evitare che un utente disaccorto od inesperto possa inavvertitamente modificarli, falsando l'intera propagazione.

I parametri orbitali, invece, sono accessibili anche da interfaccia e vengono mostrati come valori di *default* ad ogni avvio, con la possibilità di particolarizzarli per una qualsiasi missione (quelli visibili in **Fig. 3-4** sono relativi alla missione *Post – EPS*). Si evita così l'onere all'utente di reinserirli ad ogni *start* con le conseguenti possibilità di errore, e al contempo li si usa per inizializzare i valori visualizzati sull'interfaccia.

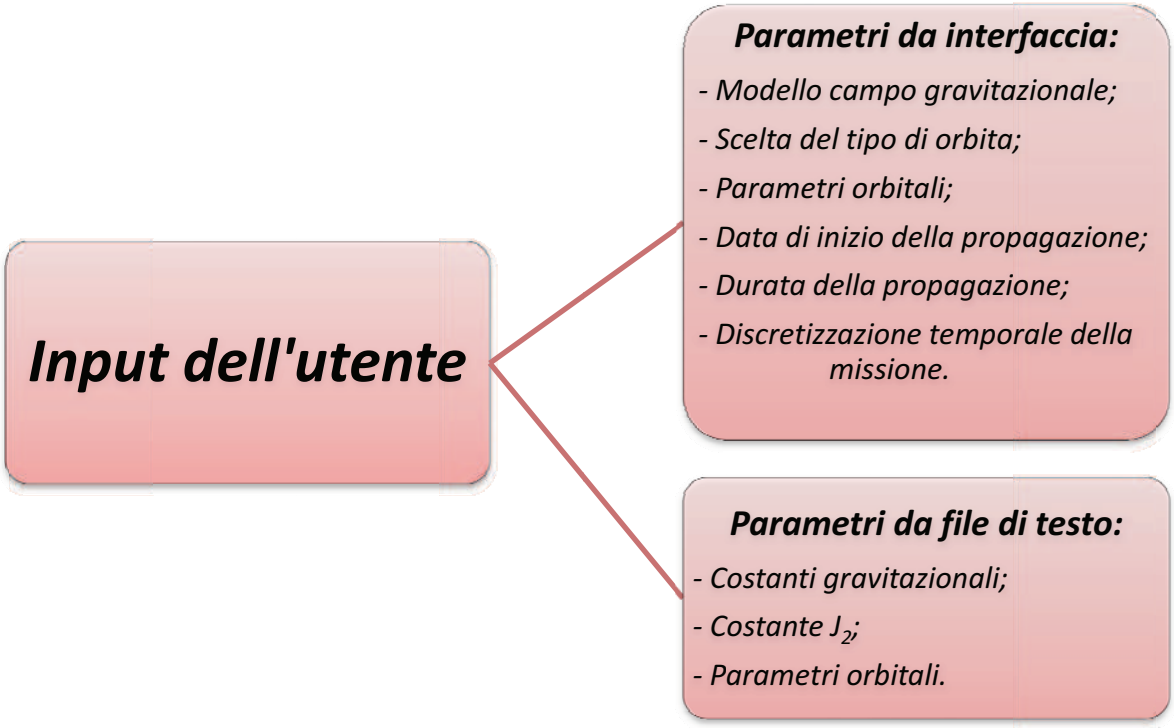


Fig. 3-6: Rappresentazione delle modalità di *input*

Infine, per rendere comprensibili anche ai meno esperti gli acronimi, le abbreviazioni usate o le opzioni abilitate dai vari tasti, sono state previste una serie di stringhe a schermo che spiegano brevemente il significato o le conseguenze derivanti da una abilitazione o modifica dei parametri o dei tasti interessati.

3.5. PROPAGAZIONE ANALITICA

La propagazione è di fondamentale importanza per il corretto utilizzo del programma, in quanto è direttamente o indirettamente alla base di tutte le operazioni successive. Proprio per questo motivo è necessaria un'elevata accuratezza ed affidabilità per quel che concerne il propagatore orbitale.

All'istante iniziale l'utente sceglie la tipologia di orbita e il modello di campo gravitazionale da applicare: a tutti gli effetti assegna un valore ai parametri orbitali, modificando la dimensione, la forma, l'orientazione e il punto iniziale della conica.

In questo contesto è opportuno avere un'idea più che precisa sia degli *input* che degli *output*, o meglio di quello che il propagatore restituirà in termini di variazione dei parametri orbitali, al fine di avere un primo riscontro della esattezza della propagazione. Allo scopo si distingueranno i casi in cui l'orbita venga propagata in un campo gravitazionale a simmetria sferica, senza avvalersi dell'effetto dell'armonica zonale $\mathbf{J_2}$ ovvero secondo la trattazione Kepleriana, il caso in cui si propaghi un'orbita qualunque includendo il modello disturbato, ed infine il caso in cui si decida di avere una eliosincrona.

- *Orbita Kepleriana*: in questo caso gli *input* saranno l'intero set di parametri orbitali. Per quanto riguarda gli *output*, quello che ci si aspetta è che essendo il sistema di riferimento inerziale, fatta eccezione per l'anomalia vera **ν**, i restanti parametri orbitali rimarranno costanti;
- *Orbita qualsiasi con perturbazione* $\boldsymbol{J_2}$: Anche in questo caso gli *input* saranno i sei parametri orbitali, tuttavia in *output* non avremo il set invariato come nel caso precedente: la perturbazione introdotta farà variare sia la RAAN **Ω** che l'argomento del perigeo **ω** (vedi **capitolo 2**);
- *Orbita eliosicrona*: In questo caso si daranno in ingresso cinque dei sei parametri orbitali, avendo come vincolo la legge che lega, come già spiegato nel **capitolo 2**, i parametri $\boldsymbol{a}$, $\boldsymbol{e}$, $\boldsymbol{i}$. L'inclinazione verrà, pertanto, calcolata automaticamente dal propagatore in funzione del semiasse maggiore e dell'eccentricità assegnata. Al fine di rendere più agevole ed immediata la definizione dell'orbita è stato prevista la possibilità che l'utente assegni direttamente l'orario locale sul nodo ascendente (**LTAN**) piuttosto che l'ascensione retta dello stesso (**Ω**). L'*output* sarà un'orbita che avrà una precessione della linea di nodi esattamente identica alla velocità angolare

del sole medio, mentre l'argomento del perigeo varierà come nel caso precedente.

Assegnati come visto gli elementi orbitali, l'utente può imporre con quale passo temporale generare le effemeridi. Questo aspetto va attentamente stimato, in quanto da esso dipende la discretizzazione dell'orbita in termini temporali, cioè il numero di punti considerati per ogni singola orbita del satellite. A questo proposito è bene considerare che il propagatore è spesso asservito a *tool* per analisi orbitali, e che le effemeridi vanno quindi determinate con uno *step* appropriato al tipo di calcoli per cui sono destinate, onde evitare spiacevoli effetti di *aliasing* od errori di *fitting* (per una trattazione più ampia del problema fare riferimento all'**appendice 1**). Sebbene una fitta discretizzazione porterebbe ad evitare l'insorgere di instabilità di qualsiasi tipo, tale tipologia di operazione è consigliata solo nel caso in cui si vogliano svolgere delle approfondite analisi orbitali, dal momento che richiede degli importanti tempi di calcolo. È chiaro, quindi, che è sempre conveniente ponderare bene la scelta inerente la discretizzazione.

Per quel che riguarda, invece, la durata della propagazione, si ha che quest'ultima viene imposta dall'utente inserendo la data di inizio e la durata della missione, tale approccio è stato valutato più comodo rispetto al caso in cui si debba prevedere una data di fine, soprattutto nelle analisi di durata prossima al periodo orbitale.

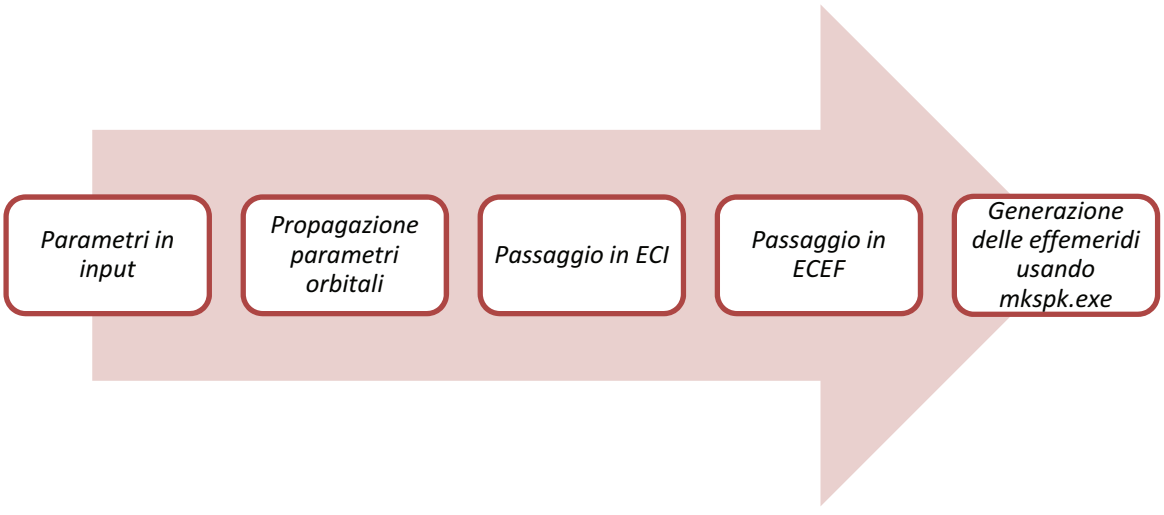


Fig. 3-7: Rappresentazione del funzionamento del propagatore

Come si può vedere dalla **Fig. 3-7**, una volta affrontato il problema dei valori iniziali, definita quindi l'orbita, si passa alla propagazione vera e propria: a seconda del modello di campo gravitazionale scelto, si faranno variare i parametri orbitali in funzione

del tempo. In particolare per quel che riguarda la problematica della risoluzione dell'equazione di Keplero, che permette di calcolare l'anomalia vera a partire dall'eccentrica e dalla media, si faccia riferimento all'apposita trattazione fatta nel **capitolo 2**.

Sfruttando una semplice matrice di rotazione (vedi ancora il **capitolo 2**) è possibile riportare i parametri orbitali classici in coordinate rettangolari nel sistema di riferimento *ECIJ2000*, mentre mediante una nuova rotazione attorno all'asse **Z** di detto riferimento, dettata dalla velocità angolare di rotazione della terra, sarà possibile riportarsi nel sistema geocentrico rotante *ECEF*. È possibile vedere questi passaggi logici nel diagramma di flusso mostrato in **Fig. 3-8**.

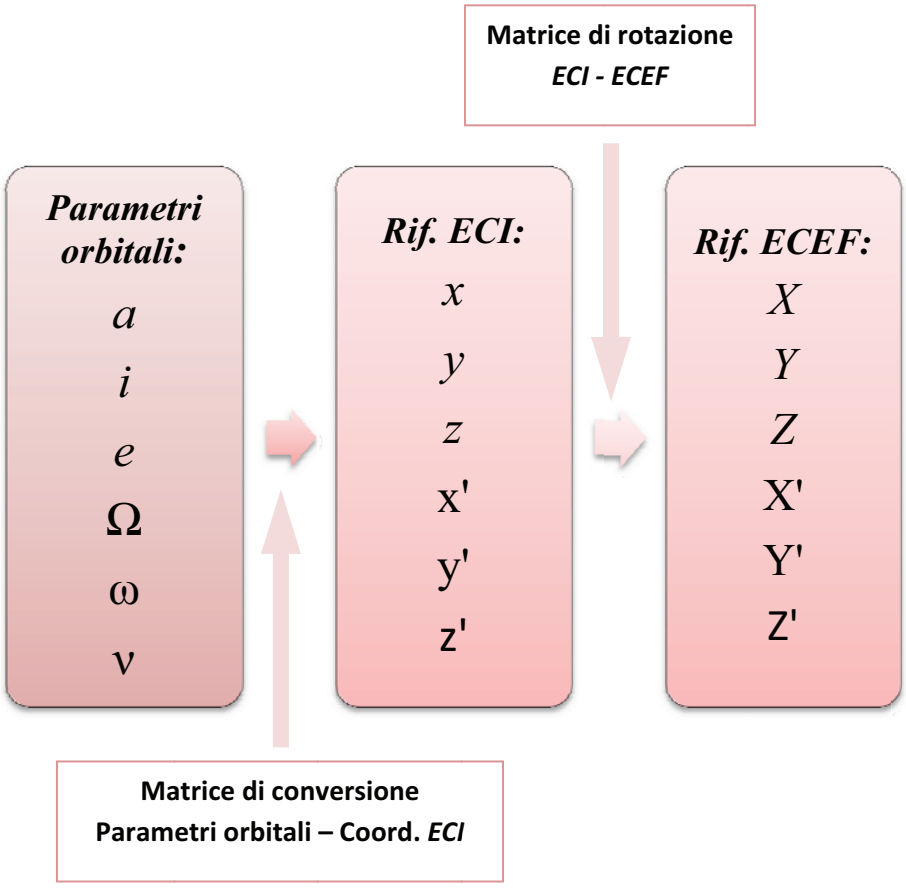


Fig. 3-8: Processo operativo alla base del propagatore orbitale

In generale il ciclo di calcolo visto in **Fig. 3-8** è un processo più articolato di quel che sembra, perché bisogna intenderlo come un ciclo da ripetere tante volte quanti sono gli *step* in cui è stata discretizzata la durata della missione. È proprio per questo motivo che può essere molto dispendioso in termini di tempo di calcolo infittire a dismisura il

campionamento di una singola orbita. In **Fig. 3-9** è possibile vedere schematicamente questo processo, dove si ha una continua alternanza tra il passo *n* e quello *n+1*.

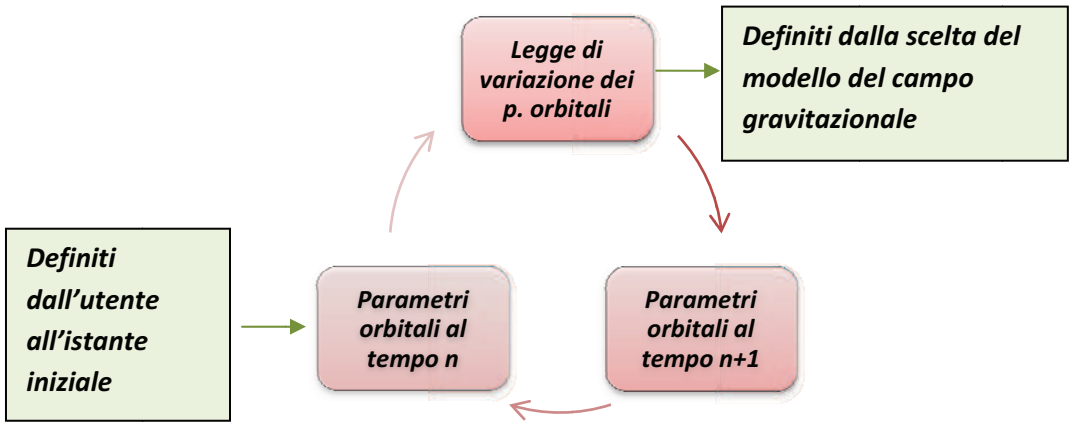


Fig. 3-9: Rappresentazione del *loop* di calcolo del propagatore

Alla fine di tutto questo processo vengono generate le effemeridi partendo dal vettore di stato calcolato nel riferimento *ECIJ2000*, usando la *routine SPICE mkspk.exe* (per ulteriori informazioni sul funzionamento riferirsi all'**appendice 1**). Inoltre viene data piena libertà all'utente, che può decidere se salvare o meno questi dati, e qualora optasse per salvarli avrebbe piena libertà in riferimento alla scelta del nome del *file* (vedi **Fig. 3-10**).

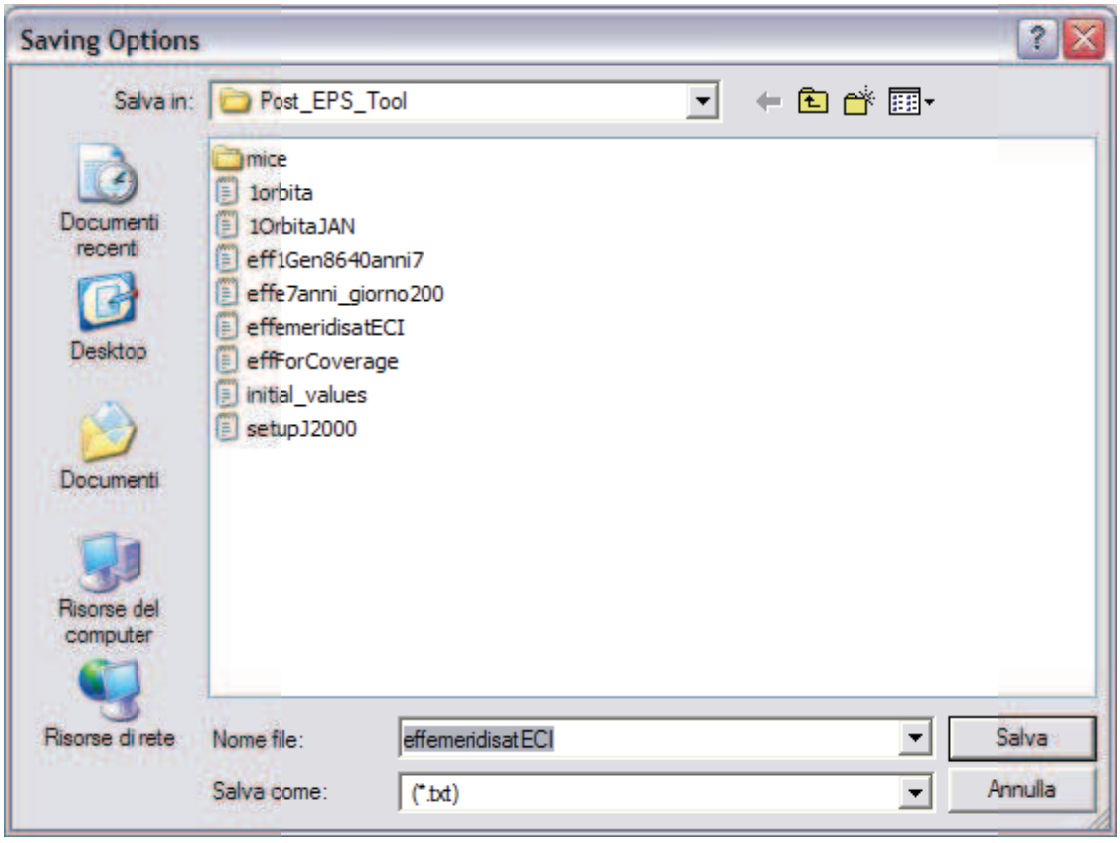


Fig. 3-10: Finestra per il salvataggio delle effemeridi generate

Questo processo è fondamentale ai fini della logica di gestione del *software*, in quanto così facendo si genera un *kernel* di effemeridi che vengono opportunamente sfruttate per applicare le *SPICE* anche ad un corpo (come il satellite che si è propagato) che non risulta incluso nel *database* di queste librerie. In questo momento in pratica, si ha l'integrazione tra un codice analitico e queste particolari *routine*, in quanto con il processo appena visto le *SPICE* saranno in condizione di determinare, per istanti di tempo successivi definiti a discrezione dell'utente, la posizione del satellite tramite un processo di interpolazione cubica del suo vettore di stato memorizzato precedentemente.

A valle di tutti i processi visti finora, si è previsto per il propagatore un altro calcolo. La motivazione è che si vuole fornire all'utente un utile strumento di verifica e di *test* per controllare e visualizzare differenti tipi di orbite, scartando già dal principio quelle valutate scomode o non convenienti, senza il bisogno di effettuare un'analisi completa. In questo caso si assume automaticamente come tempo di propagazione il periodo orbitale, rendendo disponibili due importanti rappresentazioni in uscita:

- *La rappresentazione geometrica di una singola orbita*: può essere una utile verifica, a seconda i casi, per vedere se effettivamente l'orbita ottenuta risulta essere proprio quella desiderata. A seguire se ne mostra una rappresentazione in **Fig. 3-11.**

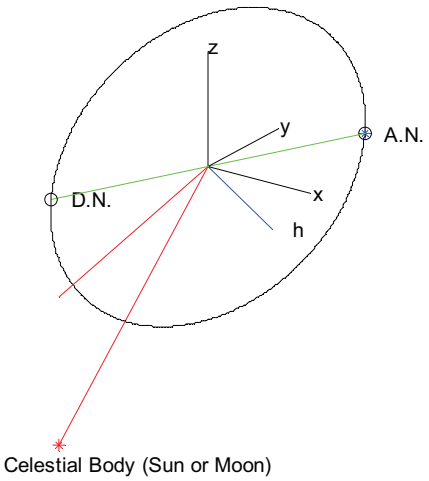


Fig. 3-11: Rappresentazione di una singola orbita in funzione dei parametri orbitali definiti

In questo caso si rappresentano gli aspetti caratteristici del problema, vale a dire il vettore posizione del corpo celeste indicato (in questo caso è rappresentato il Sole), il sistema di riferimento *J2000* (gli assi **X**, **Y** e **Z**), il

vettore quantità di moto **h**, la proiezione della posizione del Sole sul piano **XY** ed infine la linea dei nodi con indicato il nodo ascendente (**N.A**.) e quello discendente (**D.N.**). Questo genere di rappresentazione è disponibile per ogni tipo di orbita che si decide di propagare;

- *La rappresentazione dell'orario locale sul nodo ascendente*: si fornisce una verifica riferita al Sole vero tramite un orologio a 24 h dell'orario definito nei dati di *input* tramite il parametro **LTAN** rispetto al Sole medio. È bene ricordare, però, che questo genere di rappresentazione viene effettuata soltanto per le orbite eliosincrone, in quanto nel caso generico di orbite *kepleriane* questo parametro non ha alcun senso (vedi **capitolo 2**).

  La **Fig. 3-12** è riferita al caso in cui **LTAN** sia uguale alle 21:30 (orbita di *Post EPS*). Si può vedere che il segmento rosso indica la posizione del Sole e quindi si riferisce alle 12 (mezzogiorno), mentre il segmento verde indica la posizione del nodo ascendente, in questo caso posto precisamente a metà tra le 21 e le 22, indicando le 21:30.

  Questa rappresentazione può risultare utile per visualizzare in maniera immediata l'angolo relativo tra la direzione del Sole vero e la linea dei nodi in termini di orario locale sul nodo ascendente (**LTAN**).

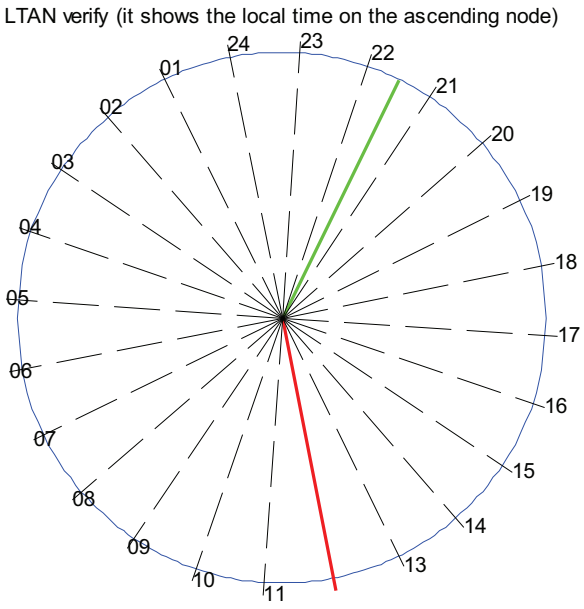


Fig. 3-12: Rappresentazione dell'orario locale sul nodo ascendente

È importante precisare che questi calcoli vengono effettuati in automatico dal propagatore senza che per questo vi sia un aumento dei tempi richiesti sensibile. Inoltre la rappresentazione può essere abilitata o disabilitata in qualsiasi momento dall'utente.

3.6. UTILIZZO DELLE EFFEMERIDI PRE – ESISTENTI

Come accennato nel **paragrafo 3.1**, al fine di svolgere un'accurata analisi orbitale è opportuno lavorare con delle effemeridi che abbiano un passo temporale opportunamente fitto. Inoltre si è fatto cenno anche all'onere computazionale in termine di tempi macchina necessari ad una simile richiesta nel **paragrafo 3.5**. Al fine di rendere unica tale operazione, è stata prevista la possibilità di creare ed utilizzare una libreria di effemeridi (vedi **Fig. 3-13**), anche nell'ottica della particolarizzazione per la missione *Post EPS*. Nel momento in cui le effemeridi vengono generate tramite la propagazione analitica, l'utente ha direttamente la possibilità di salvarle con il nome che ritiene opportuno. Questo aspetto è di particolare importanza in quanto così facendo è possibile salvare dati riferiti a simulazioni differenti per sfruttarle in un secondo momento per effettuare le analisi desiderate.

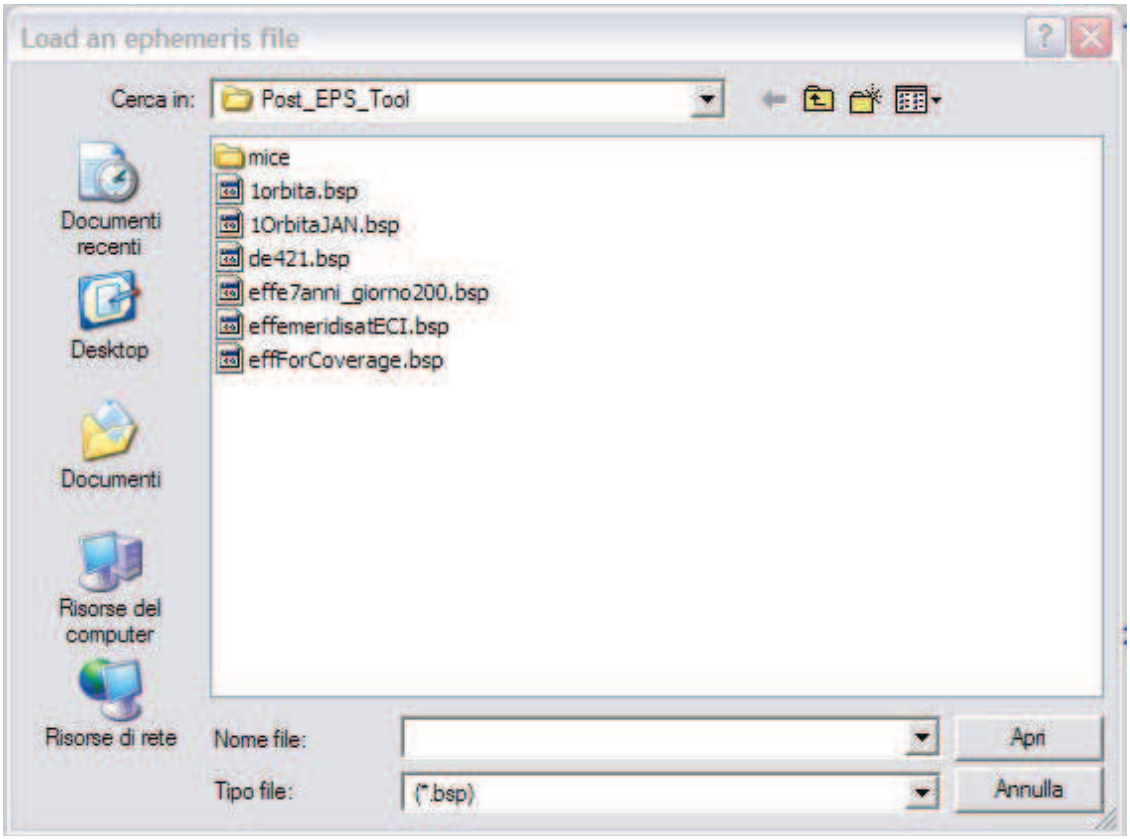


Fig. 3-13: Finestra di selezione e caricamento delle effemeridi desiderate

Per rendere ancora più intuitiva la gestione del caricamento delle effemeridi desiderate, è stata previsto il fatto che sull'interfaccia restino a vista soltanto i tasti che è possibile utilizzare in funzione del percorso di provenienza dei dati che si è deciso di utilizzare.

Tutto questo garantisce la possibilità di salvare un set di effemeridi con un passo opportunamente infittito effettuando soltanto una volta la propagazione (con la conseguente richiesta in termini di tempo) e successivamente caricarle per effettuare le analisi volute.

In questa fase bisogna fare una grande attenzione, in quanto il caricamento di un *set* di effemeridi non permette di avere sotto controllo i dati orbitali (vedi **Fig. 3-14**), quindi le operazioni di salvataggio e di caricamento sono guidate da una serie di *warning*, necessari ad evitare errori di distrazione durante queste fasi. Inoltre è mostrato continuamente a schermo il nome del *file* di effemeridi selezionato, al fine di evitare confusione o dimenticanze.

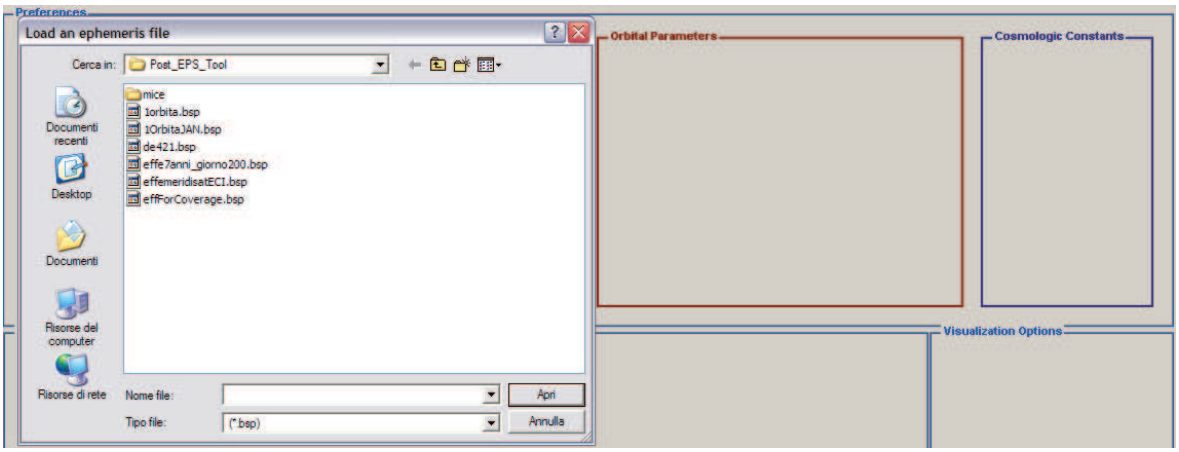


Fig. 3-14: Aspetto dell'interfaccia al momento della selezione delle effemeridi da caricare

Prendendo in esame il caso della missione *Post – EPS* si può verificare la potenza del prevedere un'opzione del genere: con un *pc* in linea con gli attuali *standard* commerciali, per generare delle effemeridi discretizzate di modo che si abbiano almeno quattro punti per orbita per una durata della missione di 7 anni, il tutto per avere risultati attendibili in riferimento all'analisi del β reale, sono necessari circa due giorni di lavoro dedicato del *computer*. A questo punto appare chiaro che sarebbe stato impensabile gestire un *software* che richiedesse tempi del genere soltanto per definire la posizione e la velocità del satellite per l'intera missione, considerando, poi, che a questi tempi di attesa si vanno ad aggiungere anche quelli relativi all'analisi orbitale richiesta. Appare chiaro, quindi, che

la possibilità di salvare i dati a valle della propagazione e di seguito riutilizzarli è sicuramente una grandissima comodità nel momento in cui si è fissata l'orbita da analizzare (qualora, invece, si cambi l'orbita è ovvio che si debba riutilizzare il propagatore).

3.7. UTILIZZO DELLE *SPICE* COME INTERPOLATORI

Sempre nell'ottica di ridurre i tempi macchina e allo stesso tempo avere delle effemeridi accurate per l'analisi orbitale, si è pensato di usare le librerie *SPICE* per infittire, nei limiti della teoria esaminata nell'**appendice 1**, le effemeridi generate tramite il propagatore analitico.

È importante precisare che non è per forza necessario sfruttare questa funzione. La logica alla base del *software*, infatti, prevede che qualora i dati provengano direttamente dal propagatore analitico è possibile continuare direttamente con l'analisi desiderata (vedi **Fig. 3-1**). Una scelta del genere è stata implementata affinché il programma risulti pienamente *general purpose* e possa quindi essere confacente a tutte le eventuali richieste dell'utente, anche le più particolari. Nel caso in cui, invece, i dati su cui effettuare l'analisi derivino dall'uso di effemeridi pre - calcolate, un passaggio del genere è obbligatorio.

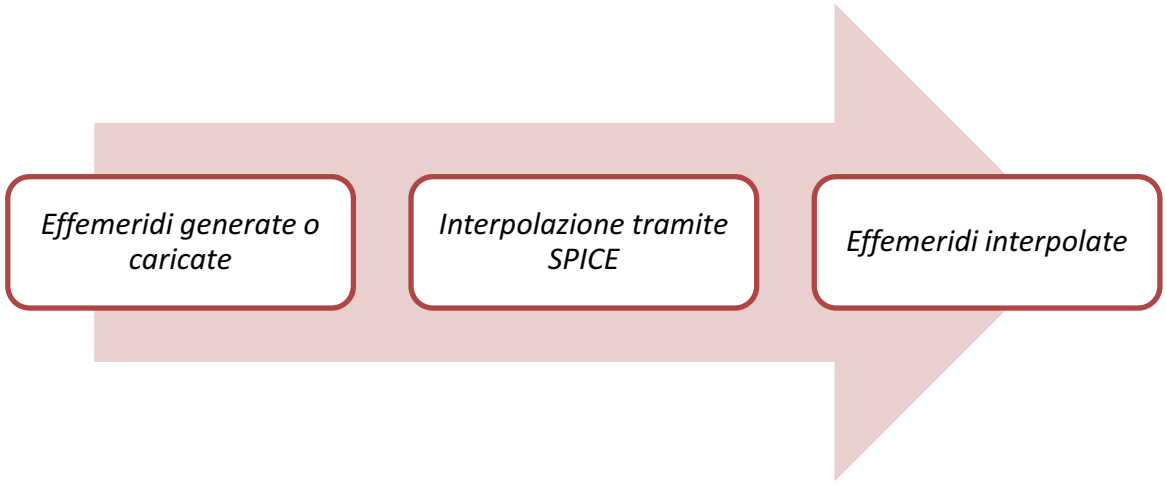


Fig. 3-15: Diagramma di flusso dell'interpolazione *SPICE*

È bene notare che sebbene nel caso in cui si sia effettuata una propagazione analitica si possa continuare senza ricorrere ad un'interpolazione delle effemeridi generate, in generale può essere molto conveniente usare comunque questa funzione. Infatti sfruttare opportunamente questa possibilità è utilissimo nel caso in cui per effettuare l'analisi

orbitale desiderata sia necessario avere un campionamento dell'orbita molto fitto. Così facendo è possibile effettuare una propagazione orbitale analitica con un passo di campionamento meno fitto (con indubbi vantaggi in termini di tempo macchina richiesto) e successivamente sfruttare la capacità delle *SPICE* di interpolarle secondo la discretizzazione preventivata per affrontare lo studio di interesse.

Com'è spiegato approfonditamente nell'**appendice 1**, il fatto che queste *routine* trattino i dati di interesse attraverso delle interpolazioni alla Chebyshev, potrebbe essere fonte di errori sensibili nei risultati.

Per capire come avviene questa operazione è bene riferirsi alla **Fig. 3-15.**

3.8. ANALISI ORBITALE

L'analisi orbitale ha lo scopo di andare ad osservare l'interazione dei corpi celesti, in particolare del Sole e della Luna, con la strumentazione a bordo del satellite. Nell'ambito del telerilevamento questo tipo di calcolo risulta fondamentale ai fini di un'accurata progettazione della missione.

I parametri presi in considerazione sono gli angoli formati tra la direzione di osservazione delle antenne ed i corpi celesti introdotti nel **capitolo 1**. Questo aspetto non è solo legato a questioni inerenti la calibrazione, ma anche, come si vedrà nel seguito, alla scelta della direzione di puntamento del radiometro.

In questo caso lo studio effettuato è stato particolarizzato per la missione *Post EPS*, tuttavia la versatilità del *software* consente con leggere modifiche di analizzare anche generiche missioni di telerilevamento.

3.8.1. Calcolo del *β angle* medio

Come accennato nei **capitoli 1** e **2,** viene chiamato *β angle* l'angolo formato tra il piano orbitale ed il vettore posizione del corpo celeste considerato (vedi **Fig. 3-16**). Tale quantità, sebbene non calcolata in un sistema di riferimento solidale al satellite, fornisce un'indicazione media sull'angolo con cui quest'ultimo sarà illuminato dal corpo celeste durante il periodo orbitale.

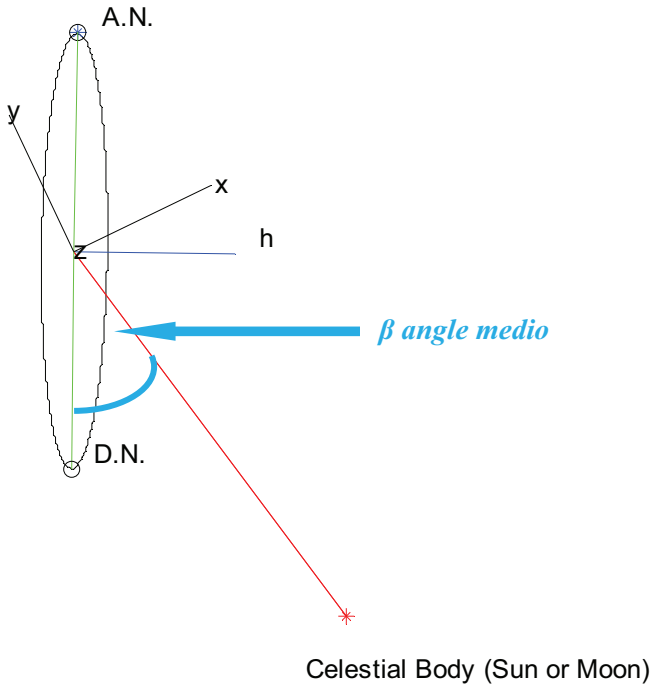


Fig. 3-16: Rappresentazione del *β angle* medio

A differenza di quello che si potrebbe pensare, inizialmente non si effettua direttamente un'analisi in un sistema di riferimento orbitante. La spiegazione risiede nell'enorme quantità di dati che si sarebbe dovuta trattare in una fase di pre – progetto per definire l'orientazione ottimale delle antenne. Basti pensare che un'indagine del genere sviluppata direttamente su di un riferimento orbitante, avrebbe comportato la necessità di interpretare il problema in via tridimensionale, effettuando l'analisi su tutto l'angolo solido spazzato dall'antenna. Considerando l'infittimento della discretizzazione richiesta per ottenere dei risultati attendibili, la difficoltà nel modellizzare una situazione del genere, l'enorme quantità di dati calcolati, la difficoltà proprio pratica della loro interpretazione e l'elevato tempo macchina necessario, ha portato al bisogno di introdurre un primo studio medio dal quale si passa successivamente al caso reale. In questo caso, infatti, si hanno dei valori mediati sul periodo orbitale che permettono immediatamente di avere una stima di prima approssimazione della grandezza considerata.

Fig. 3-17: Flusso logico sul quale si basa il calcolo del *β angle* medio

A questo punto è possibile approfondire il modo in cui si è calcolata questo angolo seguendo i singoli passaggi relativi al diagramma mostrato in **Fig. 3-17**:

- *Effemeridi del Sole e della Luna in ECI*: il calcolo di queste grandezze è di fondamentale importanza per la determinazione del *β angle* medio, in quanto soltanto conoscendo la posizione di questi corpi celesti per tutta la durata della missione è possibile procedere con i calcoli successivi.
  Queste grandezze sono state calcolate direttamente usando le *SPICE* per l'intuitività e per la rapidità con la quale è possibile effettuare le operazioni. In questo caso, trattandosi di corpi celesti per i quali le effemeridi sono già contenute all'interno del *database* di queste librerie e soprattutto il primo valore di questi dati risale al 1950, non si hanno i problemi visti nel caso del satellite legati all'interpolazione effettuata per periodi di interesse di molto posteriori a questa data (nel caso di *Post – EPS* si è nel 2018) (vedi **appendice 1** per una trattazione più estesa del problema).
  In entrambi i casi si sfrutta la *SPICE* ***spkpos*** (si faccia riferimento all'**appendice 1** per avere una spiegazione più estesa inerente il funzionamento e l'utilizzazione di questa *routine*), che permette di determinare la posizione di un qualsiasi corpo celeste (di cui queste librerie devono conoscere le effemeridi) una volta indicati il sistema di riferimento rispetto al quale si vuole espresso il vettore posizione, l'osservatore, la correzione sull'osservazione e, ovviamente, il *target* per il quale si effettua l'analisi. Di seguito viene mostrato quanto detto.

- *Luna:*

```
target1 = 'MOON';
ref = 'J2000';
corr = 'NONE';
oss = 'EARTH';

[pvMOONj2000 ltime] = cspice_spkpos(target1,
      et+deltat*tt,ref,corr,oss);
```

- *Sole:*

```
target2 = 'SUN';
ref = 'J2000';
corr = 'NONE';
oss = 'EARTH';

[pvSUNj2000 ltimeD] = cspice_spkpos(target2,
      et+deltat*tt,ref,corr,oss);
```

Nel caso specifico la posizione del Sole e della Luna viene determinata in un sistema di riferimento inerziale *ECIJ2000*, in quanto i dati in uscita dal propagatore, da cui si generano le effemeridi del satellite, sono calcolati nello stesso sistema di riferimento.

È importante fare una ulteriore considerazione per quel che riguarda l'osservatore. A differenza di quello che si potrebbe pensare, l'osservazione non viene fatta dal satellite, bensì dalla Terra per evitare rumore numerico sull'andamento dei dati calcolati. È lecito aspettarsi (e sarà anche verificato successivamente) che in casi del genere mettere come osservatore il satellite non genera una sostanziale variazione dell'andamento della funzione (la somma della sua quota con il raggio terrestre è molto piccola se confrontata con le distanze in gioco rispetto al Sole ed alla Luna), ma provoca una sorta di disturbo numerico dovuto alle orbite che il satellite compie continuamente intorno alla Terra.

- *Effemeridi del satellite in ECI e calcolo del vettore quantità di moto*: in questo fase si sfrutta totalmente il vettore di stato del satellite, calcolato o tramite le *SPICE* oppure derivante da una propagazione analitica (volendo anche opportunamente interpolata). Con questi dati si calcola **h** facendo il prodotto vettoriale tra la posizione e la velocità del satellite.

  Nel codice è stato utilizzato il vettore **–h**, in quanto è risultato più comodo per quanto riguarda la gestione della fisica del problema. Ovviamente si sarebbe potuto utilizzare semplicemente **h** scambiando di posizione i due

vettori con i quali è stato calcolato il prodotto vettoriale e tenendo opportunamente in considerazione il fatto che i risultati saranno analoghi a meno di π.

- *Calcolo del β angle per Sole e Luna*: in questo frangente si traduce numericamente tutta la trattazione vista nel **capitolo 2**. Per quanto visto il *β angle* medio deriva dall'arcoseno del prodotto scalare tra il vettore quantità di moto calcolato precedentemente ed il vettore posizione (del Sole o della Luna) ottenuto tramite le *SPICE*, tutto ovviamente diviso il prodotto dei moduli di queste due grandezze.

Come riportato nel **capitolo 1**, la scelta della direzione dell'antenna viene effettuata solo per lo *Sky Horn*, riflettore dedicato alla calibrazione del radiometro, e che per questo motivo deve puntare lo spazio freddo (dovrà quindi essere minimizzata la presenza di ogni corpo celeste, irradiante o riflettente, all'interno del campo di vista).

In **Fig. 3-18** si mostra l'andamento di questo angolo sia per il Sole che per la Luna.

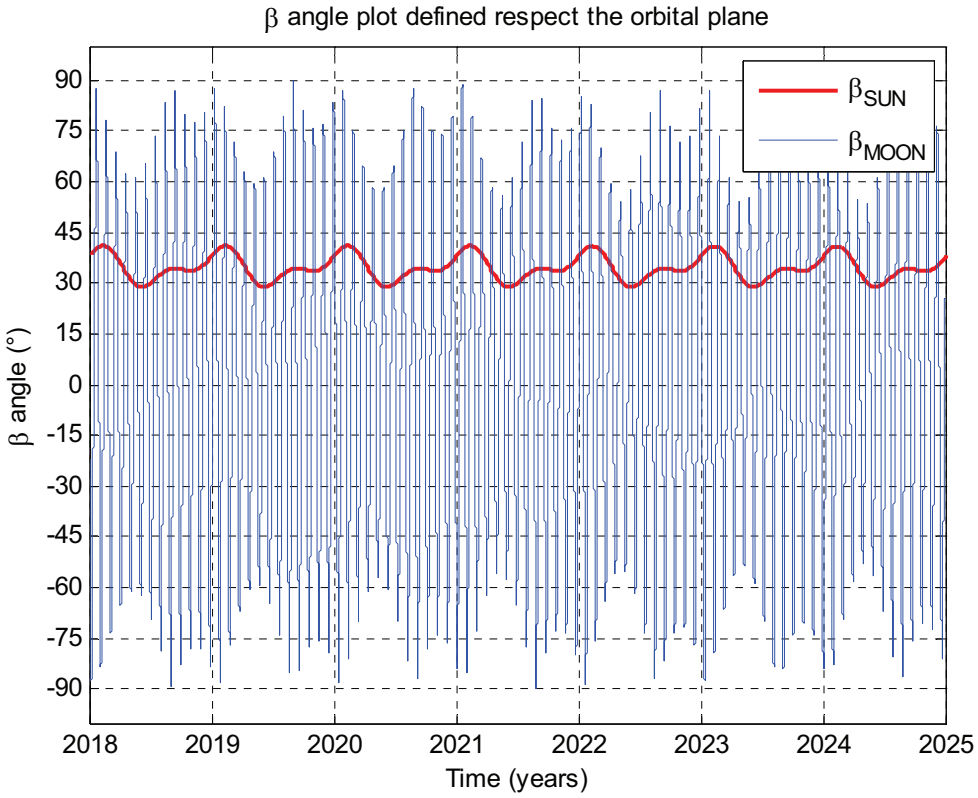


Fig. 3-18: Andamento del *β angle* medio per il Sole e per la Luna

3.8.2. Moon occurrency

Questa funzione, richiamata dall'apposito tasto, permette di calcolare il numero di volte in cui la Luna interseca la direzione di puntamento dell'antenna. Questo calcolo viene effettuato per tutta la durata della missione, e non tiene conto del tempo di permanenza di questo corpo celeste nella specifica direzione.

Concettualmente si tratta di spazzare tutto il *range* di β_{MOON} , cercando volta per volta il numero di intersezioni con la legge di variazione dello stesso (vedi **Fig. 3-19**). Operativamente, dato che la funzione è discreta ed è, quindi, impossibile determinare analiticamente gli zeri, è stato necessario sviluppare un algoritmo di ricerca condizionata.

L'algoritmo spazza il *range* di β_{MOON} con passo di 0°.5' ed un opportuno contatore provvede a conteggiare le occorrenze trovate. L'approssimazione alla base di tutto il metodo sviluppato consiste nell'assegnare all'intero più vicino il numero di occorrenze compreso tra quest'ultimo ed il seguente.

Risultato finale di uno studio del genere sarà la determinazione di un istogramma che permette di avere una rapida idea del numero di volte che la Luna viene osservata per ogni valore del *β angle* di interesse (vedi **Fig. 3-21**).

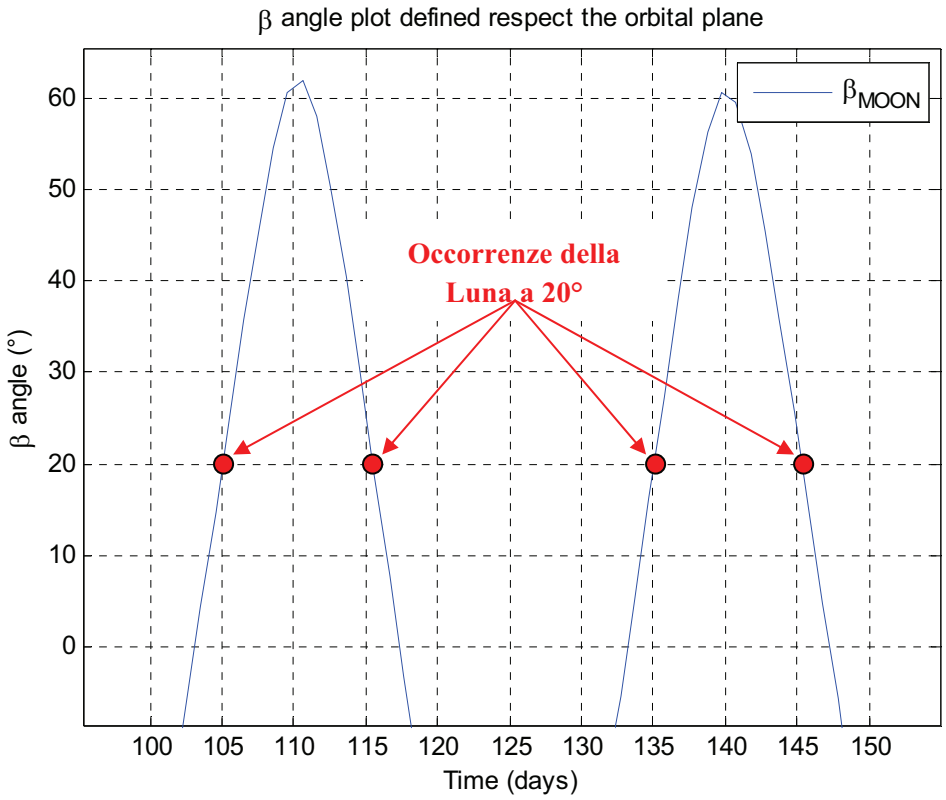


Fig. 3-19: Determinazione delle occorrenze della Luna

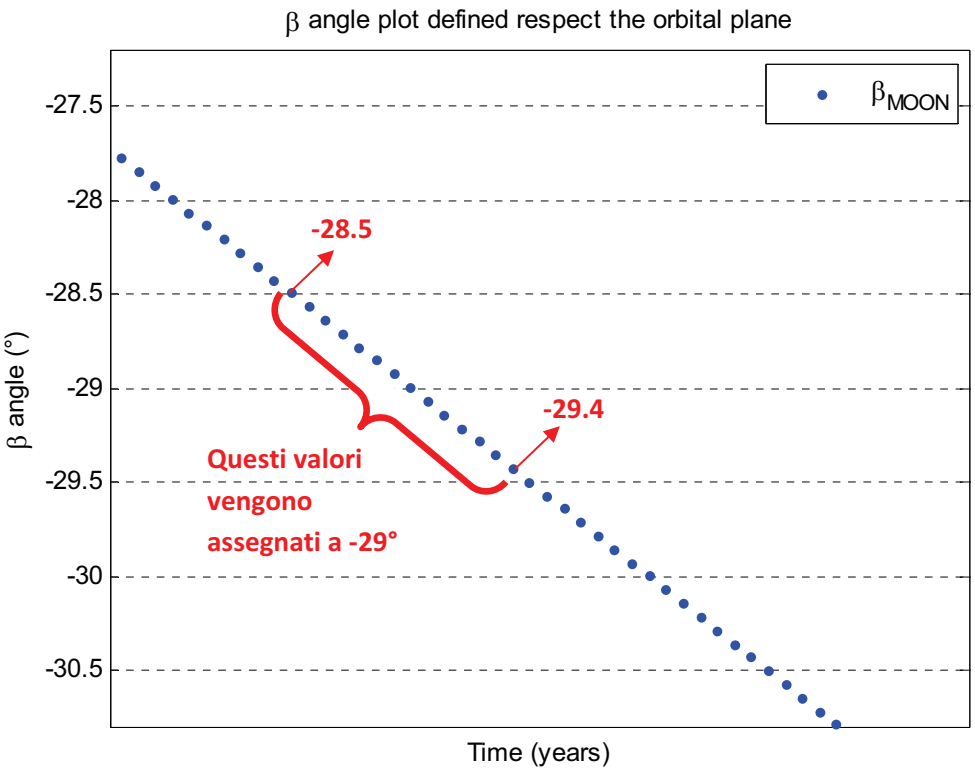


Fig. 3-20: Rappresentazione della logica della ricerca per l'assegnazione delle occorrenze della Luna

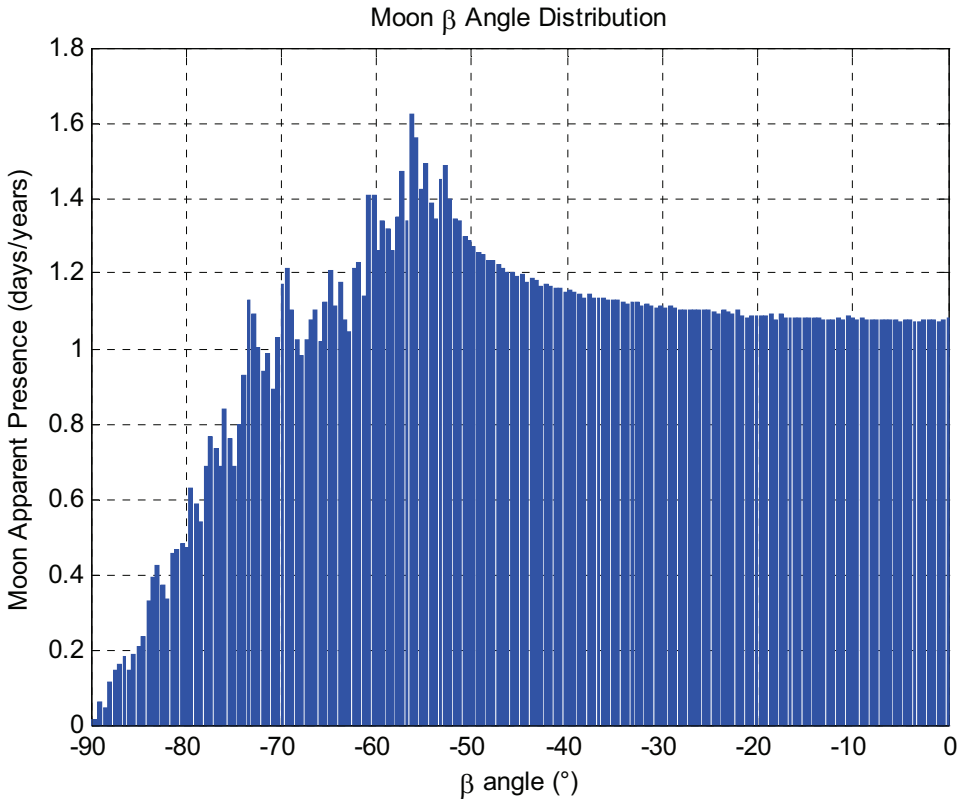


Fig. 3-21: Istogramma delle occorrenze della Luna

Come si può vedere in **Fig. 3-20**, per quanto detto in precedenza, i valori compresi tra -28.5 e -29.5 vengono assegnati a -29°.

È importante precisare, però, che proprio per la sua logica di funzionamento, l'algoritmo garantisce risultati attendibili soltanto nel caso in cui la funzione del β_{MOON} derivi da un campionamento molto fitto dei dati orbitali. Nel caso in cui non fosse rispettata questa condizione la *routine* avrebbe problemi a gestire la ricerca voluta, in quanto darebbe dei risultati non attendibili a causa della distanza eccessiva tra i punti che compongono la funzione esaminata. Ovviamente si potrebbe pensare di risolvere un problema del genere considerando le intersezioni con la funzione per intervalli più ampi rispetto a 0.5°: così facendo si supererebbe il problema incontrato, ma si avrebbe un'inevitabile perdita di accuratezza sui risultati determinati a valle dell'analisi.

Ancora una volta, quindi, si pone l'accento sulla necessità dell'avere dei dati disponibili per l'analisi derivanti da un'accurata discretizzazione temporale dell'orbita.

3.8.3. Moon probability

Con la funzione descritta in precedenza è possibile determinare le occorrenze della Luna, queste equivalgono al numero di volte in cui il β_{MOON} assume un determinato valore, sottolineando che non si considera il tempo di permanenza in quella direzione.

Tuttavia, ricordando lo scopo dell'analisi (ovvero l'interazione dei corpi celesti con i sensori), fornirebbe dei risultati incompleti fermarsi allo studio precedente. Si è ritenuto opportuno, infatti, associare alla ricerca delle occorrenze anche la determinazione del tempo di permanenza medio della Luna lungo la direzione di puntamento, così da avere una combinazione di più parametri per decidere l'orientazione dell'antenna, almeno in prima approssimazione.

Il calcolo di questa grandezza si basa sulla definizione del tempo impiegato dalla Luna per spazzare un angolo solido di un grado. Ancora una volta, però, la difficoltà è legata al fatto che la funzione non è continua, bensì discreta, da cui è stato necessario sviluppare una *routine* che permettesse di tenere in considerazione questo aspetto. É comprensibile, infatti, che una risoluzione come quella mostrata in **Fig. 3-22**, basata su di una logica analitica per la determinazione del valore dell'ascissa di ogni singola occorrenza (infatti l'asse X della figura indica proprio il tempo trascorso dall'inizio della missione), sarebbe di difficile implementazione.

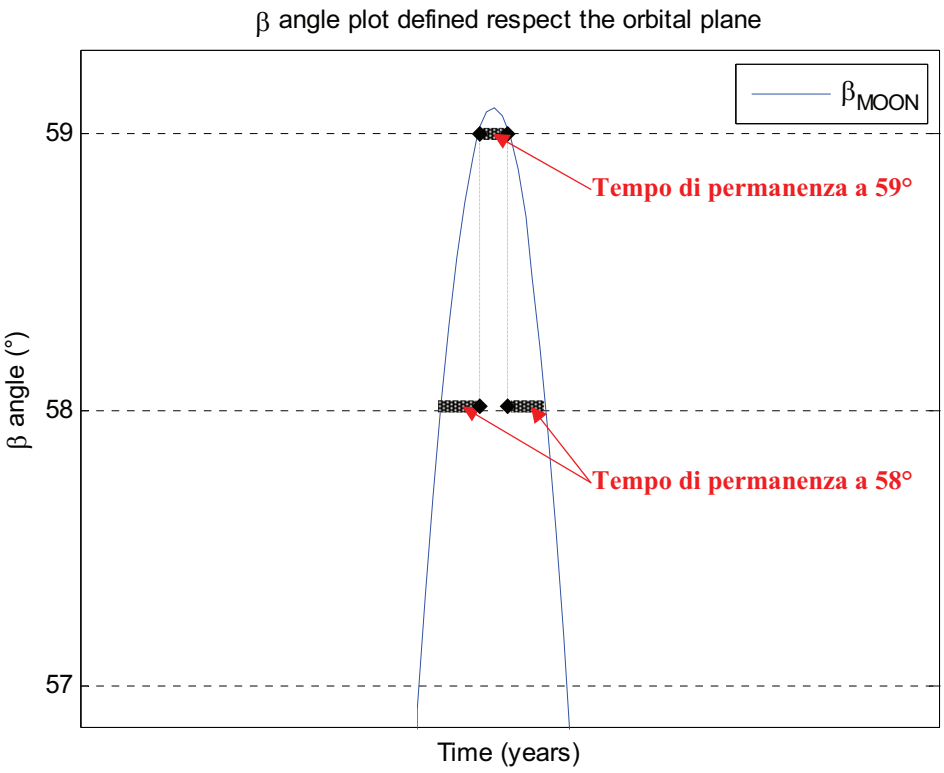


Fig. 3-22: Calcolo del tempo di permanenza della Luna

Operativamente, invece, si sfrutta una logica un po' diversa: tramite una *routine* molto simile a quella per la determinazione delle semplici occorrenze (vedi **paragrafo 3.8.2**), opportunamente particolareggiata al caso in esame, si determina il numero delle volte che è possibile incontrare la Luna lungo il *boreisght*. Successivamente, invece, non si effettua più alcun calcolo inerente la funzione del β_{MOON}, ma si va a fare un ragionamento basato sulla fisica del problema vero e proprio. Partendo dai valori di quest'angolo che si vogliono esaminare (nel caso in questione si considerano i valori negativi), si determinano gli angoli solidi che la Luna spazza durante tutta la durata della missione e in seguito si calcola la porzione di cielo in cui la calibrazione del radiometro può essere influenzata dalla presenza di questo corpo celeste (vedi **Fig. 3-23**). Il calcolo di tale grandezza permette di determinare il tempo che la Luna spende durante tutto il periodo di interesse in ognuno di questi angoli solidi semplicemente dividendo il numero di occorrenze trovate per la parte di cielo di interesse. Fisicamente, dividendo il numero di eventi per la regione di spazio nella quale si verificano, si ottiene il tempo che questo corpo celeste rimane lungo la direzione di puntamento dell'antenna.

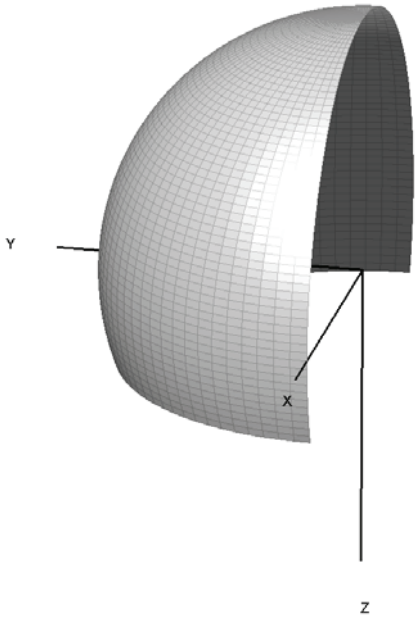


Fig. 3-23: Porzione di cielo di interesse ai fini della calibrazione

Successivamente se ne calcola l'istogramma (vedi **Fig. 3-24**), riportando un *beam* di tre gradi (come media di tre angoli solidi adiacenti) per evitare rumore numerico registrato in prossimità di un β_{MOON} pari a -90°.

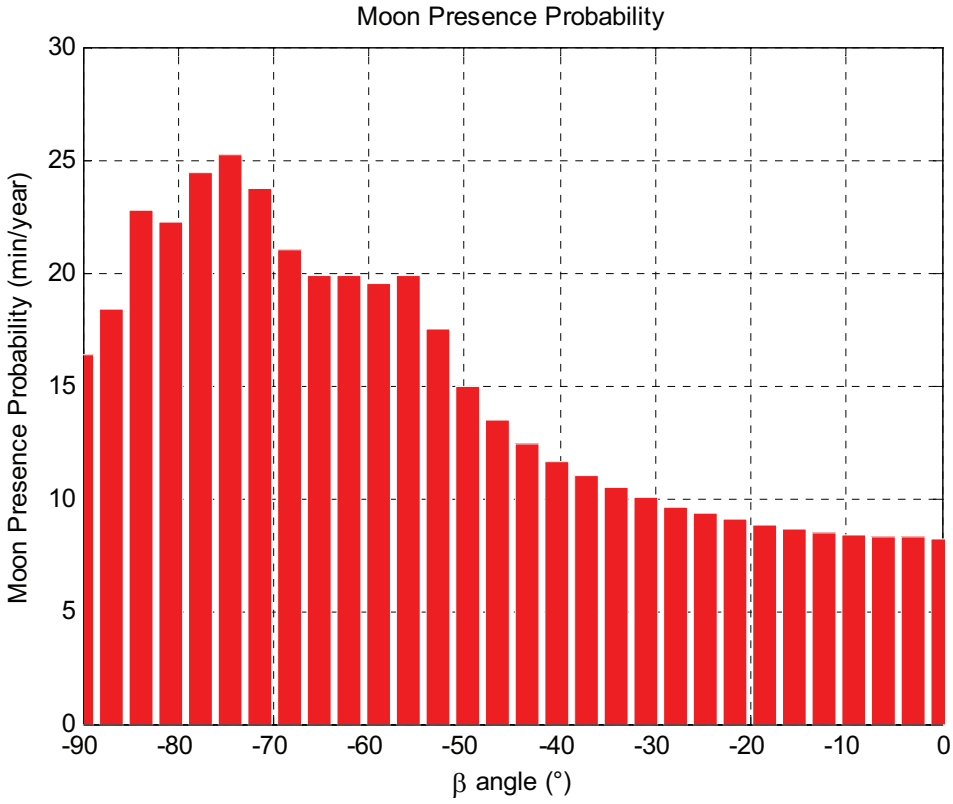


Fig. 3-24: Istogramma riferito al tempo speso dalla Luna lungo la direzione di puntamento

Dall'osservazione dell'istogramma di **Fig. 3-24**, si vede che i valori riportati risultano indipendenti dall'azimuth. Pertanto ruotando di 360° questo grafico, e ricordando che l'elevazione è il complementare del *β angle*, è possibile ottenere una mappa di probabilità della presenza della Luna lungo la direzione di puntamento (vedi **Fig. 3-25**).

Questa rappresentazione permette comodamente di indicare una o più direzioni preferenziali di puntamento da verificare successivamente tramite un calcolo centrato sull'antenna.

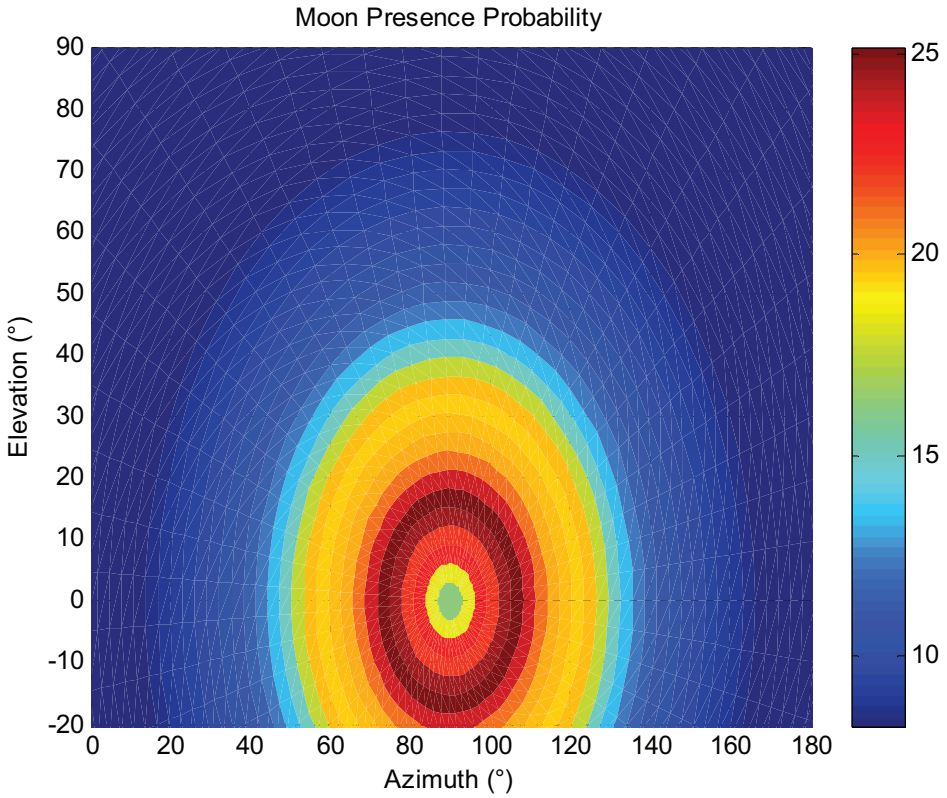


Fig. 3-25: Rappresentazione di una mappa di puntamento in funzione di azimuth ed elevazione

3.8.4. Studio delle antenne

Sfruttando il grafico proposto in **Fig. 3-25,** è possibile indicare le direzioni lungo le quali può essere conveniente orientare l'antenne. Tenendo conto di quanto detto al **capitolo 1** è possibile proseguire con l'analisi voluta, questa volta ponendosi in un sistema di riferimento orbitante. In questa fase dell'analisi è possibile fare uno studio del genere in quanto il campo di interesse è molto più ristretto rispetto a come potrebbe apparire all'inizio (si studia solo una qualche orientazione di interesse ai fini della missione, mentre

gran parte di esse vengono scartate prima di arrivare in questa fase). Così facendo non si incontrano più le difficoltà descritte nel **paragrafo 3.8.1**.

Per quanto detto nel **capitolo 2**, il *β angle* reale viene definito rispetto alla direzione di puntamento dell'antenna, a differenza di quello medio visto in precedenza che è riferito al piano orbitale. Nella **Fig. 3-26** mostrata a seguire, quest'angolo viene indicato con il simbolo ***φ*** ed è l'angolo formato da un corpo celeste rispetto al *boresight* dell'antenna considerata, calcolato nel sistema di riferimento antenna.

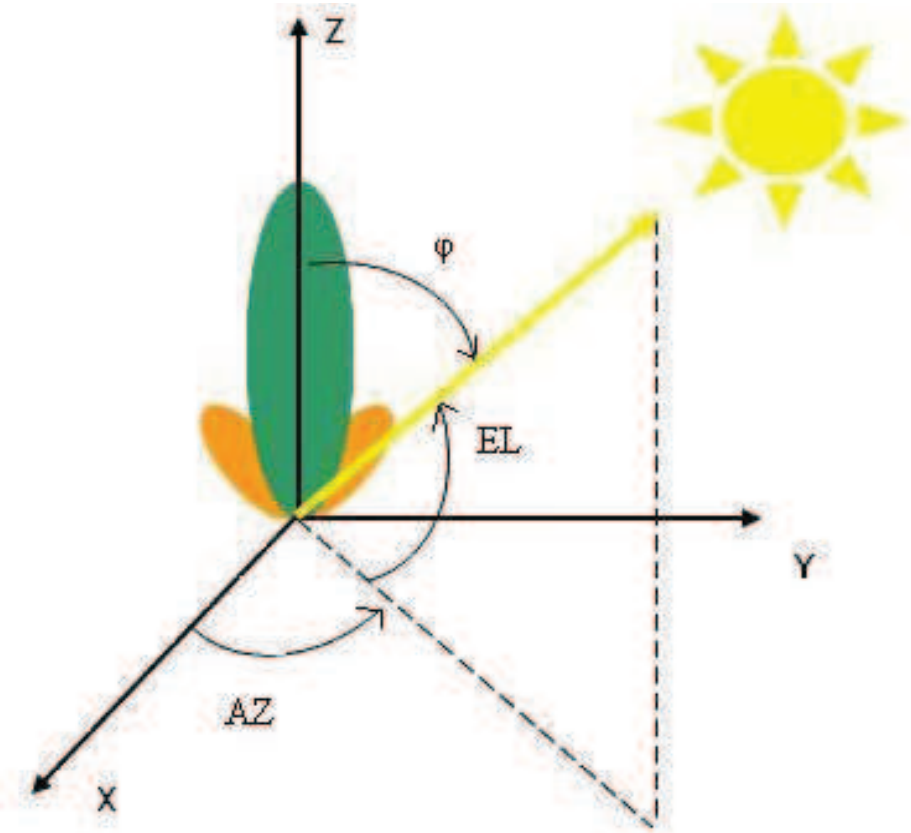


Fig. 3-26: Rappresentazione del *β angle* reale, in questo caso indicato con φ

Il programma sviluppato può gestire un numero imprecisato di antenne e di riferimenti definiti per esse (per la definizione di un sistema di riferimento su di uno strumento vedi l'**appendice 1**), in quanto permette di definirle una per volta, effettua i calcoli desiderati e qualora si volesse definire un'altra antenna è possibile salvare i risultati e ripartire con lo stesso processo. È possibile capire questo semplice *loop* considerando lo schema in **Fig. 3-27**.

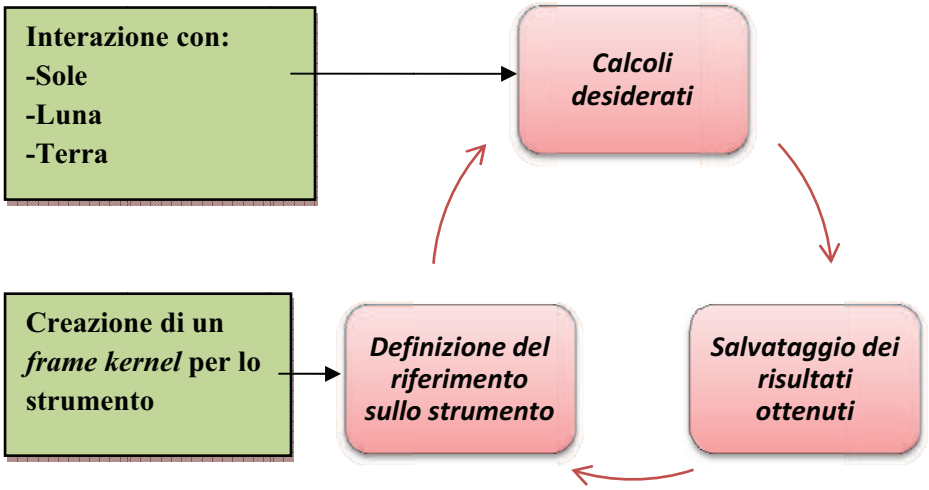


Fig. 3-27: *Loop* per lo studio delle antenne

3.8.4.1. Definizione del riferimento sullo strumento

É un aspetto fondamentale nell'ambito dell'analisi, in quanto è necessario ricreare un sistema di riferimento che sia orientato come l'antenna oggetto di studio. Un sistema di riferimento del genere, come spiegato nel **capitolo 2**, è un sistema dotato di un certo *offset* rispetto a quello orbitante (vale a dire il sistema di riferimento definito per il satellite). Si presenta quindi centrato su di esso, ma è caratterizzato da un'orientazione fissa rispetto allo stesso (vedere l'**appendice 1** per avere ulteriori indicazioni sull'utilizzo di questi sistemi).

Il *software* è sviluppato in modo che l'utente possa definire comodamente da interfaccia i parametri fondamentali per definire l'antenna. A partire da questi dati il programma riuscirà a definire un sistema di riferimento dotato di un certo *offset* rispetto al sistema orbitante definito per il satellite.

A questo punto è bene esaminare i parametri che si devono gestire in *input* (vedi **Fig. 3-28**):

- *Direzione di puntamento*: è la direzione lungo la quale viene orientata l'antenna. In questo caso la direzione è intesa nel sistema di riferimento antenna (per ulteriori informazioni fare riferimento all'**appendice 2**);
- *Identification number* (*ID*): è usato dal programma per distinguere tra loro differenti antenne e i loro rispettivi *frame kernel*;
- *Sequenza di rotazione*: la sequenza definita di *default* è la classica (1,2,3), ma è stata prevista la possibilità di cambiarla a piacimento da parte dell'utente;

- *Roll*: definisce l'angolo di rollio di cui è dotato il sistema di riferimento sull'antenna rispetto all'orbitante;
- *Pitch*: è lo stesso caso del precedente, soltanto ora riferito al beccheggio;
- *Yaw*: vale lo stesso discorso fatto in precedenza per l'angolo di rollio e beccheggio. La differenza fondamentale, però, in questo caso risiede nella possibilità da parte dell'utente di modellizzare un'antenna rotante intorno al proprio asse Z. Per prevedere questo aspetto si è implementata la possibilità di definire 3 differenti valori per quest'angolo, necessari, appunto, a simulare la rotazione dell'antenna in termini di azimuth (vedi **Fig. 3-28**).

Fig. 3-28: Possibilità di definire e gestire un'antenna rotante

Una volta definiti i parametri caratteristici dell'antenna è necessario creare un *file* di configurazione. A seguire se ne mostra un esempio.

```
FRAME_MAIN_ANT=748
FRAME_748_NAME='MAIN_ANT'
FRAME_748_CLASS=4
FRAME_748_CLASS_ID=748
FRAME_748_CENTER='-313'
TKFRAME_748_RELATIVE='ORBITANTE'
TKFRAME_748_SPEC='ANGLES'
TKFRAME_748_ANGLES=(50,50,0)
TKFRAME_748_AXES=(1,2,3)
TKFRAME_748_UNITS='DEGREES'
```

Questo aspetto è fondamentale al fine di far riconoscere al programma il sistema di riferimento creato per lo strumento. L'operazione è totalmente automatizzata e permette di scrivere e salvare (vedi **Fig. 3-29**) un *file* di testo nel quale si definiscono le caratteristiche del *frame kernel* definito tramite la gestione dei parametri in *input*.

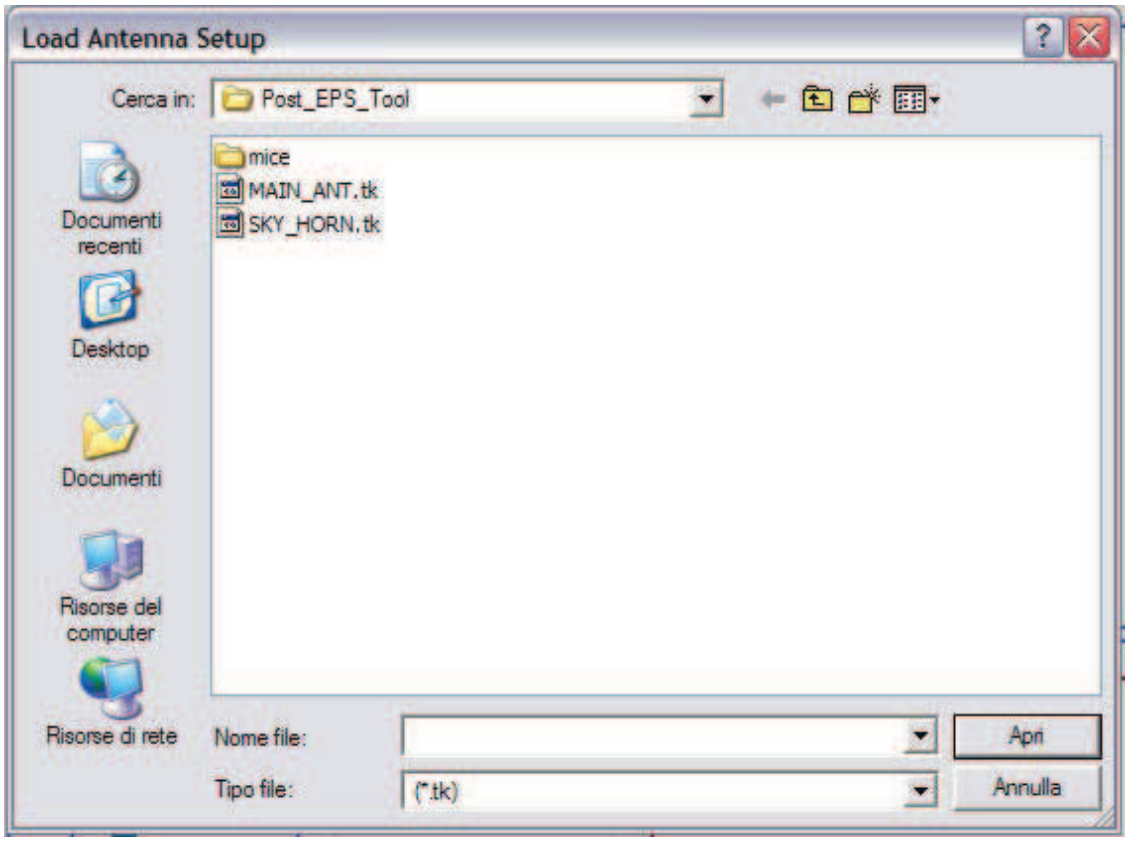


Fig. 3-29: Salvataggio del *frame kernel* definito per l'antenna

Osservando la **Fig. 3-28** è evidente che non tutti i parametri che compaiono in questo *file* vengono gestiti dall'utente. Questa è stata una scelta ben precisa al fine di evitare confusione per l'eventuale utilizzatore di questa funzione del *software* sviluppato. In pratica alcuni aspetti vengono definiti in automatico all'interno del codice, come ad esempio:

- *Class*: indica il tipo di sistema di riferimento che si è sviluppato. In questo caso viene pre – impostato il valore di questa opzione su *4* in quanto si tratta di sistemi dotati di un certo *offset* rispetto ad altri;
- *Center*: indica il centro del sistema di riferimento. É fissato automaticamente sul satellite (*-313*);

- *Relative*: è il sistema rispetto al quale si definisce l'orientazione del nuovo sistema di assi. Rimane fisso su *Orbitante*;
- *Spec*: indica il modo in cui si assegnano i valori con cui definire l'orientazione del sistema. Questa opzione è fissata su *angles*;
- *Units*: indica le unità di misura delle grandezze in ingresso. Il valore è fissato su *degrees* per una questione di comodità di inserimento per l'utente.

3.8.4.2. Interazione con i corpi celesti

La necessità di creare un *kernel* in cui definire l'orientazione dell'antenna è dovuta al fatto che questo tipo di analisi viene portata avanti attraverso le *SPICE*. Per sfruttare queste *routine*, infatti, bisogna che siano noti i due sistemi di riferimento che interagiscono nel corso dell'analisi, vale a dire quello orbitante e poi quello dello strumento, di modo che di volta in volta siano in grado di calcolare la posizione reciproca dello strumento rispetto all'orientazione del satellite precedentemente calcolata.

In questo caso si calcola l'interazione con le principali fonti di disturbo.

- *β angle reale con Sole e Luna*: lo studio che si effettua è pressoché lo stesso rispetto al caso del calcolo del *β angle* medio (vedi **paragrafo 3.8.1**). Infatti, anche in questo caso si sfrutta la *SPICE* ***spkpos***, soltanto con alcune piccole differenze.

  - *Luna:*

```
target1 = 'MOON';
ref = 'MAIN_ANT';
corr = 'NONE';
oss = '-313';

[pvMOONsat ltime] = cspice_spkpos(target1,
      et+deltat*tt,ref,corr,oss);
```

  - *Sole:*

```
target2 = 'SUN';
ref = 'MAIN_ANT';
corr = 'NONE';
oss = '-313';

[pvSUNsat ltimeD] = cspice_spkpos(target2,
      et+deltat*tt,ref,corr,oss);
```

In questo caso, infatti, com'è evidente dal breve listato mostrato, l'osservatore non è più posto sulla Terra, bensì viene ad essere il satellite ed il sistema di riferimento sfruttato è proprio quello dell'antenna (in questo caso indicato con il nome *Main Ant*).

A questo punto, una volta calcolate le posizioni di questi corpi celesti rispetto all'antenna, è possibile facilmente calcolare il valore del *β angle* che si forma rispetto ad essa. Praticamente, nota l'orientazione del *boresight* nel sistema di riferimento dello strumento (come visto nel **paragrafo 3.8.4.1** questa direzione è assegnata dall'utente), quest'angolo è ottenuto tramite l'arcoseno del prodotto scalare tra la direzione in questione e la posizione del corpo celeste di interesse, il tutto fratto il prodotto dei moduli di queste due grandezze (per la trattazione analitica si faccia riferimento al **capitolo 2**).

- *Angolo di vista rispetto all'orizzonte terrestre*: è importante studiare questo aspetto in quanto i raggi solari riflessi dalla Terra potrebbero costituire un'altra importante fonte di disturbo per la calibrazione.

  È bene notare che una volta scelta un'orientazione per l'antenna, l'angolo rispetto all'orizzonte terrestre rimane fisso nel tempo, in quanto legato all'angolo di vista del satellite oltre che all'elevazione dell'antenna, entrambe quantità costanti (come si può vedere in **Fig. 3-30**).

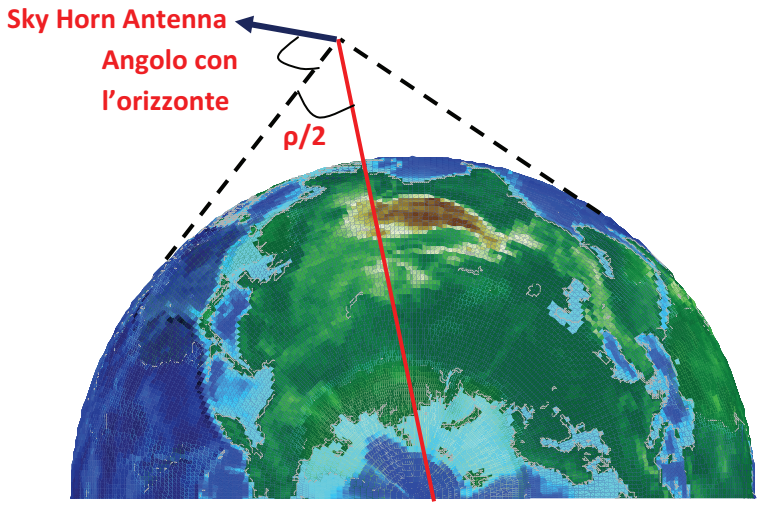


Fig. 3-30: Rappresentazione dell'angolo di vista rispetto all'orizzonte terrestre

Da quanto visto, quest'angolo è facilmente calcolabile attraverso l'arcoseno del prodotto scalare tra la direzione di puntamento dell'antenna e la

congiungente satellite – Terra, quantità alla quale successivamente va sottratto l'angolo di vista del satellite (vedi la trattazione al **capitolo 2**).

3.8.4.3. Importanza di un'accurata discretizzazione temporale

Trattandosi di calcoli direttamente riferiti al satellite, in questo caso il passo di campionamento dei dati a disposizione per effettuare l'analisi voluta risulta di fondamentale importanza. É normale, infatti, che per studiare l'evoluzione del *β angle* nel riferimento dello strumento durante tutta la durata della missione è necessario considerare più di un punto per ogni orbita del satellite.

Quest'aspetto ha delle ripercussioni molto pesanti sui tempi di calcolo richiesti per sviluppare lo studio, tanto più importanti quanto maggiore risulta la durata della missione. Nello sviluppo del prodotto, ricollegandosi anche al discorso sviluppato nei **paragrafi 3.6** e **Errore. L'origine riferimento non è stata trovata.**, è stato opportunamente considerato questo aspetto, garantendo all'utente la possibilità di superare il problema.

Contestualmente è possibile seguire due strade differenti, che alla fine portano agli stessi risultati:

- *Propagazione analitica molto fitta*: in questo caso si sfrutta il propagatore con un passo molto stretto e successivamente si salvano le effemeridi. Così facendo si ha un grande dispendio di tempo durante la propagazione, ma il problema è confinato soltanto alla prima definizione dell'orbita. Successivamente è possibile caricare le effemeridi e sfruttare le *SPICE* per interpolarle. In questo caso sarebbe bene selezionare un passo di interpolazione per queste *routine* uguale a quello usato inizialmente per la propagazione. Così facendo si ottimizzano i tempi di calcolo per le *SPICE*, in quanto l'interpolazione effettuata sarà praticamente fittizia;
- *Interpolazione molto fitta*: in questo caso si effettua una propagazione orbitale con un passo molto più largo, non c'è un limite preciso, ma è bene considerare una discretizzazione che permetta di ottimizzare la velocità di questa operazione (tipicamente questa condizione si raggiunge con un campionamento ad un giorno). Una volta salvate e richiamate le effemeridi è possibile sfruttare le *SPICE* con un passo temporale adeguato all'analisi, tipicamente molto più stretto. Così facendo si risparmia tempo sulla propagazione analitica, ma se ne perde un po' per quel che riguarda le fasi

successive (in quanto le *SPICE* si trovano a compiere un'interpolazione vera e propria per quel che riguarda le effemeridi). In generale questo metodo risulta più veloce rispetto al precedente.

Per quel che riguarda il lavoro sviluppato, si è sfruttato il primo dei due metodi, sacrificando un po' il tempo di calcolo (anche se è possibile verificare che le differenze non sono poi molto marcate) al fine di avere una maggiore accuratezza, o quantomeno una maggiore affidabilità dei risultati (è bene ricordare che affidare tutte le operazioni a queste *routine* può allontanare dalla fisica del problema e far perdere il controllo sull'*output* richiesto, in quanto in caso sia presente un errore sarebbe molto più difficile risalirne alla fonte).

Infine è stato osservato durante lo sviluppo di una serie di *test case* inerenti questo aspetto, che si ottengono risultati sufficientemente accurati (nel caso di *Post – EPS*) già con una discretizzazione con un passo pari ad 1/200 di giorno, praticamente pari ad 86400 sec/200. Tradotto praticamente questo vuol dire che si considerano quattro punti su ogni orbita del satellite.

Per concludere, inoltre, è possibile affermare che tale passo di campionamento risulta ottimale per quel che riguarda gli studi descritti nei **paragrafi 3.8.2** e **3.8.3**.

3.9. IL COVERAGE

Questa funzione permette di calcolare la copertura garantita da un'antenna orientata lungo una direzione di interesse (per approfondirne l'aspetto analitico si faccia riferimento al **capitolo 2**). Il suo funzionamento è totalmente generico ed è possibile studiare una qualsiasi orientazione di puntamento desiderata, mentre nel caso particolare inerente la missione *Post – EPS* si è presa in considerazione la *Main Antenna,* al fine di verificare il raggiungimento dei requisiti preposti alla base della missione di osservazione.

Come accennato nel **paragrafo 3.3**, in riferimento al funzionamento del *software*, il *coverage* può essere visto come un elemento isolato dal resto del programma. Infatti, a differenza di tutte le altre funzioni descritte precedentemente, un'analisi del genere non è collegata direttamente alla propagazione orbitale effettuata per l'intera missione, né tantomeno all'interpolazione tramite le *SPICE*, così come al salvataggio o al caricamento di effemeridi già generate.

Come si può vedere in **Fig. 3-31**, per poter gestire e rendere di facile utilizzo una simile funzione è stato necessario implementare sia un propagatore dedicato che un'apposita finestra che permettesse di gestire gli *input* in maniera indipendente. Così facendo, inoltre, si garantisce il corretto funzionamento del programma anche nel caso in cui l'utente sia interessato soltanto all'analisi di *coverage*.

Fig. 3-31: Flusso di calcolo effettuato per il *coverage*

A questo punto, per meglio comprendere la logica alla base delle scelte effettuate, è bene analizzare singolarmente ognuno degli *step* di cui in **Fig. 3-31.**

3.9.1. Input richiesto

Si è reso necessario predisporre una nuova finestra per gestire i dati in ingresso, al fine di evitare che la gestione dell'intero *software* risulti confusionaria (vedi **Fig. 3-32**).

In questo caso, per quanto riguarda i parametri orbitali in ingresso non cambia nulla, mentre il cambiamento si ha in riferimento ai parametri temporali e all'aggiunta di alcuni *input* necessari alla definizione di alcuni elementi caratteristici per l'analisi di *coverage*.

Si noti che si è reso necessario interpellare nuovamente l'utente sui tempi che caratterizzano la propagazione al fine di poter sfruttare questi dati all'interno del propagatore dedicato al *coverage*. Inoltre, è proprio quest'aspetto che permette di avere un funzionamento indipendente per quanto riguarda questa funzione del programma rispetto all'intero *software*. In questo momento è inutile soffermarsi su questi parametri, in quanto la loro definizione ed il loro significato è praticamente lo stesso del caso generale trattato nel **paragrafo 3.4**, ma è bene porre l'attenzione sui nuovi dati in *input* richiesti:

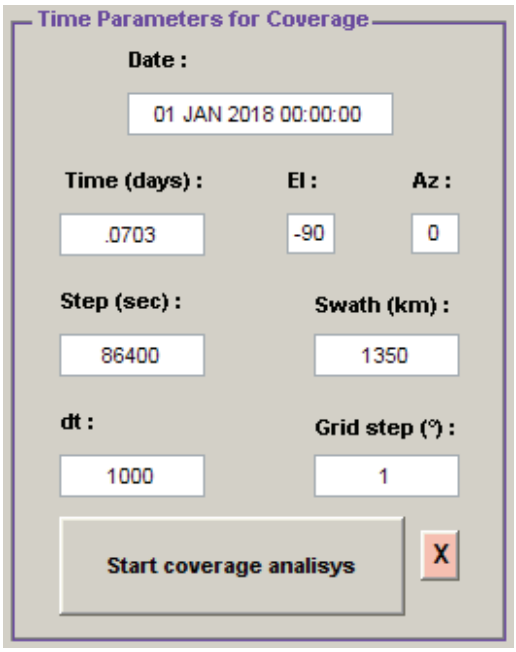


Fig. 3-32: Finestra di gestione degli *input* dedicati al *coverage*

- *Elevazione* (*El*): è uno dei parametri, insieme all'azimuth, necessari per definire la direzione di puntamento di un'antenna. Come si può capire un'assegnazione del genere è necessaria per conoscere com'è orientata l'antenna studiata;
- *Azimuth* (*Az*): insieme all'elevazione permette di definire univocamente l'antenna oggetto di studio;
- *Swath*: permette di definire la larghezza della fascia di osservazione a Terra del satellite (per ulteriori informazioni si faccia riferimento al **capitolo 2**);
- *Grid step*: garantisce piena libertà all'utente nella gestione della passo impiegato nella discretizzazione della Terra.

3.9.2. Propagazione analitica dedicata

La scelta di predisporre un propagatore orbitale dedicato soltanto al *coverage* deriva dalla necessità di garantire che i tempi di calcolo non diventino troppo importanti. É stato osservato, infatti, che asservire la propagazione necessaria a questo studio a quella dedicata semplicemente all'analisi orbitale può essere molto dispendioso da questo punto di vista. Questo perché per evitare spiacevoli errori di *fitting* nell'interpolazione della funzione da parte delle *SPICE* (vedi **appendice 1**) sarebbe necessario aumentare moltissimo il campionamento temporale: si consideri che, per quanto visto nel **paragrafo 3.8.4.3**, al fine di avere una buona analisi orbitale può bastare considerare soltanto 4 punti

per orbita, mentre per studiare il *coverage* si considera un valore *standard* per la discretizzazione temporale, tale da garantire ben 71 campioni per ogni orbita. Appare chiaro, quindi, che i tempi richiesti per una propagazione analitica del genere estesa alla durata dell'intera missione (tipicamente si considera una durata maggiore di 365 giorni per essa, in alcuni casi anche di molto), risultano troppo esosi, anche se si considerassero tutti gli accorgimenti utili a ridurre i tempi di calcolo (vedi **paragrafo 3.8.4.3**). Svincolando, invece, il tutto dalla simulazione dell'intera missione, è possibile sfruttare un passo di campionamento molto fitto, ma per un periodo di tempo di analisi molto ristretto (tipicamente non più di 3 giorni). Questo garantisce una velocità di calcolo ottimale.

Per quel che riguarda il funzionamento vero e proprio del propagatore, invece, c'è poco di diverso rispetto al caso generale esaminato precedentemente (**paragrafo 3.5**), la differenza fondamentale deriva dalla necessità di fornire alla *routine SPICE* ***srfxpt*** (per un'analisi completa di questa funzione si veda l'**appendice 1**), usata per il *coverage*, i dati nella forma migliore al fine di garantire un'elevata accuratezza nei risultati calcolati (vedi **paragrafo 3.9.4.1**).

3.9.3. *Groundtrack*

Tra i dati in *output* del *software*, è stato previsto anche il calcolo della traccia a terra del satellite. Così facendo si mette a disposizione dell'utente un utile risultato per vedere le zone del pianeta sulle quali passa il satellite, al fine di garantire un ulteriore parametro distintivo per la selezione dell'orbita ottimale.

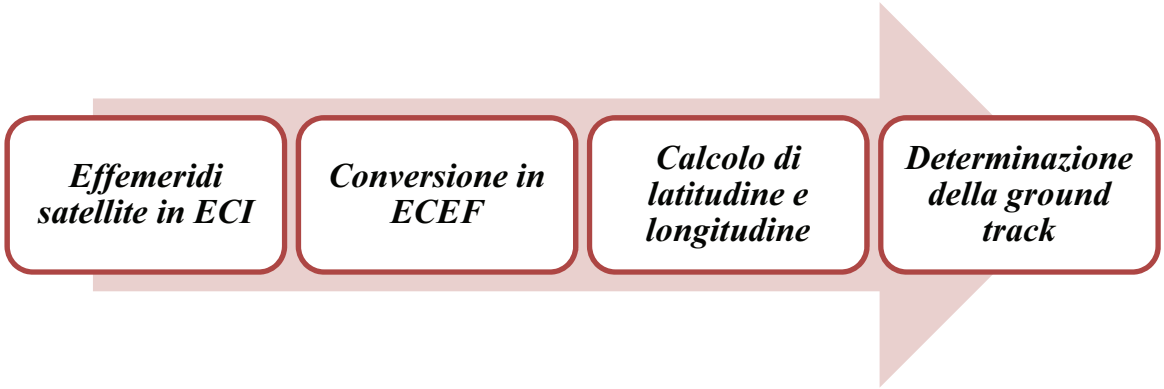


Fig. 3-33: Flusso di calcolo necessario alla determinazione della traccia a terra del satellite

Come mostrato in **Fig. 3-33**, si nota che questo processo di calcolo è sviluppato in più fasi successive, che è bene esplicitare al fine di comprendere questo processo:

- *Effemeridi del satellite in ECI*: provengono direttamente dalla propagazione analitica sviluppata appositamente per il *coverage*. In questo caso l'utente non ha libertà nel salvare il *file* generato dal propagatore (come avviene nel caso esplicitato nel **paragrafo 3.5**), in quanto la gestione di questo aspetto è automaticamente affidata al programma;
- *Conversione in ECEF*: si effettua sfruttando una rotazione intorno all'asse Z del riferimento *ECIJ2000*, funzione della velocità di rotazione della Terra intorno al proprio asse. Così facendo si determinano le coordinate del satellite in un sistema di riferimento centrato nella Terra e rotante con essa;
- *Calcolo di latitudine e longitudine*: partendo dalle effemeridi calcolate in un sistema *ECEF* si passa da un sistema di coordinate cartesiano ad uno topocentrico. Il passaggio avviene comodamente sfruttando la *SPICE* ***reclat*** (per ulteriori approfondimenti sul funzionamento di questa *routine* si faccia riferimento all'**appendice 1**);
- *Determinazione della groundtrack*: una volta noto il vettore posizione del satellite in termini di latitudine e longitudine è possibile rappresentare la traccia a terra del satellite (vedi **Fig. 3-34**).

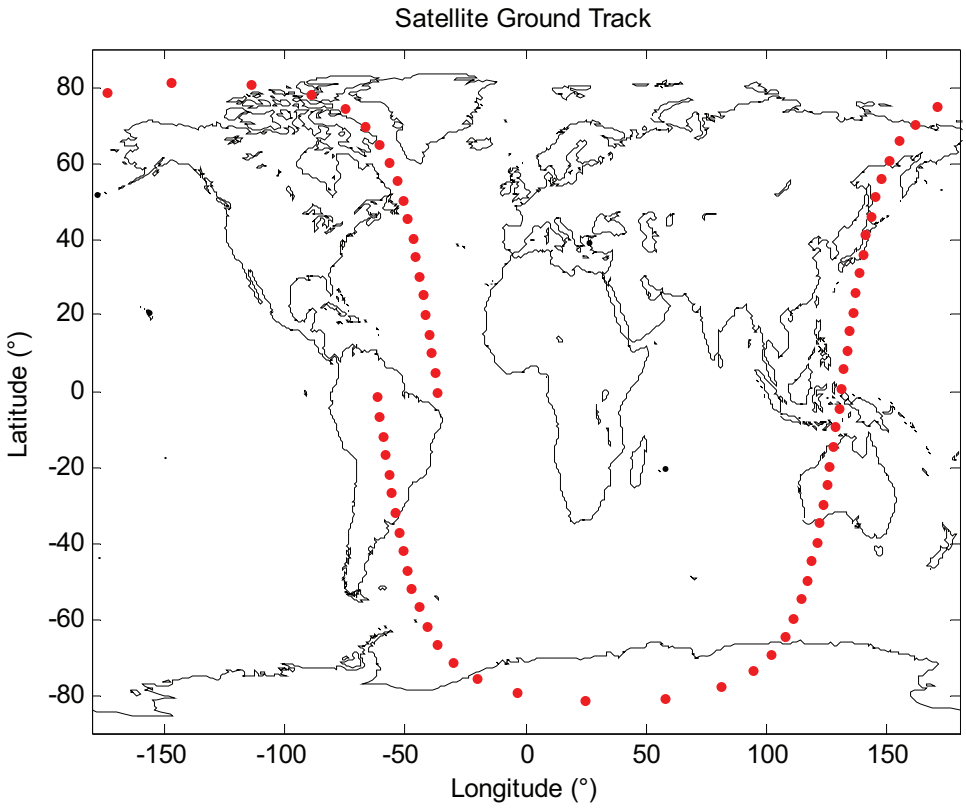


Fig. 3-34: Rappresentazione della *groundtrack* del satellite per una singola orbita

3.9.4. Mappa di *coverage*

A questo punto è bene definire la logica con la quale è stato sviluppato il *coverage*. É da notare, innanzitutto, che l'obiettivo posto alla base di questo studio è basato non semplicemente sulla determinazione della percentuale di Terra coperta in 24 e 48 ore, ma anche sul calcolo delle volte in cui il satellite copre la stessa zona. Per effettuare quest'analisi non si è stravolto il problema nel trattarlo numericamente, ma si è creato un modello che per quanto possibile rispetta la fisica di fondo.

Come si vede in **Fig. 3-35**, il primo *step* si basa sulla determinazione delle intersezioni della direzione di puntamento dell'antenna con la superficie terrestre, tutto questo al fine di determinare i punti che vengono intercettati direttamente sulla Terra dal *boresight* del satellite. Successivamente si introduce la dimensione della *swath* per definire tutti i punti compresi nel fascio di osservazione del radiometro di modo che, a seguire, tramite considerazioni geometriche esplicitate in un secondo momento, si costruisce un poligono che permette di determinare tutta la regione osservata dal satellite lungo il suo passaggio. A valle di tutto, inoltre, sfruttando la somma derivante dalla sovrapposizione di matrici di valori *booleani*, è stato possibile determinare il numero di numero di occorrenze su ogni singola zona in cui si è discretizzato il pianeta.

Fig. 3-35: Flusso logico nella determinazione del *coverage*

Per meglio comprendere la logica e le difficoltà incontrate nella trattazione di simile problematica, è bene esplicitare singolarmente i singoli aspetti evidenziati.

3.9.4.1. Intersezioni con la superficie terrestre

La determinazione di tali intersezioni viene sviluppata in maniera piuttosto agevole attraverso la *routine SPICE* ***srfxpt***, la quale si basa sull'assegnazione o di una direzione o di un cono di osservazione per determinare i punti di intersezione sulla superficie di un qualsiasi pianeta o corpo celeste di interesse. Per quanto riguarda la forma assegnata nella

modellizzazione di questi corpi, è bene precisare che per ora viene trattata soltanto come ellissoide (per una trattazione più approfondita si faccia riferimento all'**appendice 1**).

L'utilizzo di questa *routine* ha, però, generato la necessità di ritoccare in parte il codice di base del propagatore dedicato al *coverage*. Questo perché anche questa funzione lavora tramite interpolazione, causando sui valori iniziali o finali (sui quali potrebbe trovarsi, invece, ad estrapolare) errori grossolani.

Per quanto visto, al fine di garantire una precisione adeguata sui risultati ottenuti nel calcolo dell'intersezione con la Terra della direzione di puntamento dell'antenna, è stato necessario curare attentamente l'integrazione di questa *SPICE* con i dati in uscita dal propagatore orbitale.

Da accurati studi su casi più semplici (vedi **appendice 1**), si è potuto notare che queste *routine* gestiscono i dati in ingresso attraverso un'interpolazione alla Chebyshev per ottenere l'*output* richiesto. Questo aspetto ha l'indubbio vantaggio di essere molto veloce, ma si ha il problema che interpolando si perdono praticamente tre *step* della propagazione: il primo, l'ultimo ed il penultimo. Tralasciando il tutto si generano dei risultati inattendibili, in quanto la funzione calcolata risulta differente sia in termini di punto iniziale (e quindi trasla in alto o in basso in funzione della posizione del secondo punto) sia nella sua lunghezza (si considerano 3 punti in meno) rispetto a quella ottenuta per via analitica. L'errore sul punto iniziale tende a diminuire al crescere dell'infittimento con cui si calcola la funzione nel caso delle *SPICE*, ma ovviamente può aumentare molto il tempo richiesto per avere dei risultati che non si discostino troppo rispetto quelli attesi. Inoltre l'errore derivante dal numero di campioni considerati non ha soluzione in un infittimento della discretizzazione. La necessità di tempi di analisi non troppo esosi e di risultati affidabili, ha portato alla ricerca di una soluzione del problema a monte, dal momento che modificare queste *routine* non è possibile, in quanto non sono accessibili agli utenti.

In questo caso si è sviluppato il propagatore di modo che una volta selezionata la data di inizio dello studio, automaticamente il satellite viene fatto partire 3 *step* prima e la missione si conclude automaticamente 3 *step* dopo quanto preventivato dall'utente. In seguito, i dati di interesse forniti in uscita sono sempre e comunque quelli che riguardano il periodo temporale imposto dalla data iniziale e dal tempo di propagazione selezionato. Questo modo di procedere fa in modo che gli istanti che vanno persi una volta che i dati vengono passati alla *SPICE* sono esterni all'intervallo di interesse per l'analisi, da cui i risultati sono praticamente coincidenti con quelli derivanti da uno studio analitico.

L'implementazione di questo aspetto si basa su di una modifica piuttosto semplice di alcuni aspetti cardine della propagazione:

- *Tempo di inizio della simulazione*: in questo frangente si modifica la data iniziale immessa dall'utente sottraendo ad essa tre *step* temporali, come mostrato nella **(3-1)**;

$$\boldsymbol{t_0 = data - 3 * step} \qquad \textbf{(3-1)}$$

- *Tempo totale dell'analisi*: si modifica la durata della missione semplicemente aggiungendo 3 *step* all'istante finale previsto dall'utente, come nella **(3-2)**;

$$\boldsymbol{t = N_{giorni} + 3 * step} \qquad \textbf{(3-2)}$$

- *Anomalia vera del satellite*: si rende necessario modificare questa grandezza per fare in modo che nella simulazione si tenga conto che la posizione sull'orbita del satellite sia quella relativa a 3 istanti precedenti rispetto alla data di inizio selezionata. Nella **(3-3)** si mostra questa modifica;

$$\boldsymbol{\nu = \nu_0 + (3 * step * n)} \qquad \textbf{(3-3)}$$

  Dove:

  - ν_0: è il valore iniziale dell'anomalia vera imposto dall'utente;
  - *n*: è il moto medio, calcolato secondo la **(3-4)**

$$\boldsymbol{n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}} \qquad \textbf{(3-4)}$$

  Nella quale con **μ** si indica il parametro gravitazionale e ***a*** è il semiasse maggiore della conica (vedi **capitolo 2**);
- *Angolo θ*: è l'angolo usato per definire la matrice di rotazione che permette di passare dal sistema *ECI* a quello *ECEF*. Nel calcolo di quest'angolo si

considera il fatto che l'istante iniziale di interesse è spostato in avanti di 3 *step* rispetto a quello in cui inizia la simulazione all'interno del propagatore. Per avere un risultato coerente, quindi, si è reso necessario sottrarre al valore di quest'angolo i 3 istanti temporali aggiunti, come mostrato nella **(3-5)**. Gli effetti di questa modifica hanno un'elevatissima incidenza nel momento in cui si va a calcolare la traccia a Terra del satellite, che altrimenti garantirebbe risultati errati. In pratica si impone che la Terra cominci a girare tre istanti di tempo dopo rispetto al punto iniziale della propagazione.

$$\boldsymbol{\theta = \lambda_{G_0} + \omega_{earth} * t - 3 * step * \omega_{earth}} \quad \textbf{(3-5)}$$

Dove:

- λ_{G0}: è la longitudine di Greenwich (lo studio di questo aspetto è stato esplicitato nel **capitolo 2**);
- ω_{earth}: è la velocità di rotazione della Terra intorno al proprio asse di *spin*;

Con questi semplici accorgimenti è stato possibile ottenere una integrazione ottimale tra i dati in uscita dal propagatore e la *SPICE* utilizzata per il calcolo dei punti di intersezione tra la direzione di puntamento dell'antenna e la superficie terrestre.

3.9.4.2. Costruzione del poligono di osservazione

A questo punto è bene considerare il metodo con cui è stato ottenuto il poligono che permette di definire la zona coperta dal satellite durante il suo passaggio. La sua costruzione si basa su considerazioni geometriche unite all'attento studio del linguaggio in cui si programma e delle sue potenzialità.

Alla base di tutto vi è la determinazione della dimensione di osservazione sulla Terra ottenuta con l'antenna, in pratica è necessario definire una sorta di *mask* di osservazione che si sposta con il satellite lungo l'orbita. La sua orientazione viene definita, appunto, dalla direzione di puntamento dell'antenna, che ne è praticamente il centro. Nello studio del problema, la *mask* è stata definita come una circonferenza il cui centro è determinato dall'intersezione del *boresight* con la superficie terreste, e il raggio è ottenuto tramite l'equazione **(3-6)**.

$$R_{mask} = \frac{Swat}{2 * R_{eq}} \qquad \textbf{(3-6)}$$

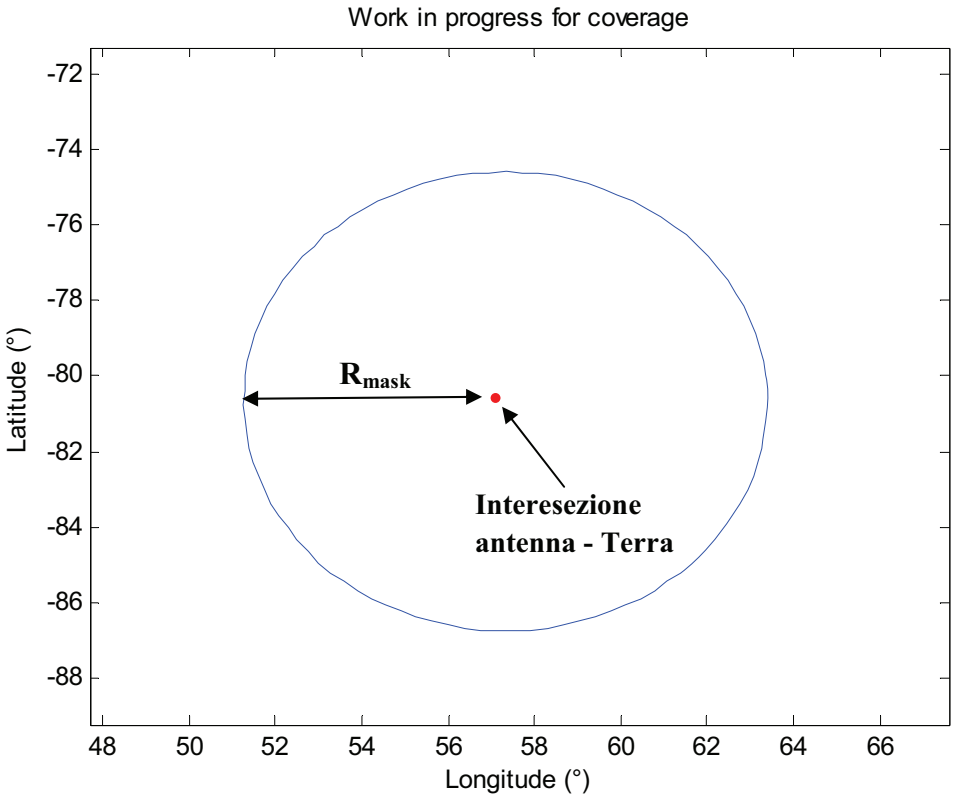


Fig. 3-36: Rappresentazione della *mask* considerata

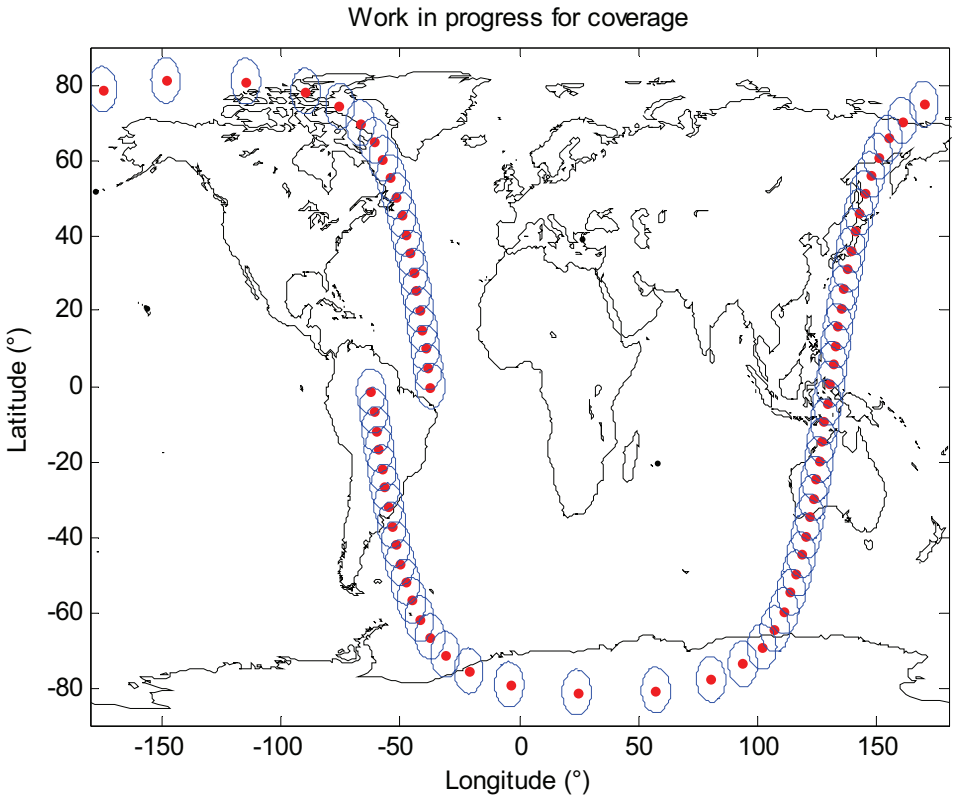


Fig. 3-37: Rappresentazione delle *mask* per una singola orbita

Quanto detto è visibile in **Fig. 3-36**, dove si mostra la *mask* introdotta inizialmente nel trattare questo problema.

Come si può facilmente vedere in figura **Fig. 3-37**, uno sviluppo semplicemente basato su di essa per la trattazione del *coverage* sarebbe sia troppo dispendioso in termini di tempo di calcolo che di difficile gestione. Questo perché si incontrerebbero almeno due tipi di problemi: il primo riguarda la gestione della discretizzazione dell'orbita, in quanto al fine di avere risultati attendibili (e cioè che la copertura lungo una stessa orbita risulti, come atteso, continua) bisognerebbe avere un campionamento molto fitto (con il successivo incremento in termini di tempo richiesto). Il secondo, invece, riguarda la gestione della ripetitività dell'osservazione (come visto nel **paragrafo 3.9** è uno dei requisiti posti alla base dello studio), in quanto si vede chiaramente dalla figura che più volte capita che allo spostarsi della *mask* in funzione del suo centro (determinato dall'intersezione sulla superficie terrestre), esse vadano a sovrapporsi. Come conseguenza, in questo caso, si avrebbe che durante una singola orbita del satellite, alcuni punti vengano osservati più di una volta, cosa che nel caso in esame non è assolutamente verosimile.

L'idea del poligono, alla base della logica con la quale si è approcciato il *coverage*, nasce proprio dalla necessità di superare entrambe le problematiche esposte. Il concetto base è che tra due *mask* successive il satellite vi sarà passato per forza e conseguentemente avrà anche svolto la dovuta osservazione del pianeta. A questo punto, quindi, è chiaro che in un caso del genere non è più conveniente trattare il caso in maniera discreta (cioè costruire di volta in volta intorno al suo centro la *mask* relativa all'osservazione), ma può essere più conveniente affrontare il problema in maniera continua (nel senso che è possibile determinare un poligono che permetta di racchiudere tutta la zona osservata dal satellite sulla Terra, eliminando l'uso della singola *mask*).

L'implementazione di questo metodo è basata sull'utilizzo della funzione ***inpolygon*** di *Matlab*, per la quale basta definire un dominio (in questo caso la Terra discretizzata tramite un'opportuna *mesh* gestibile in ogni momento dall'utente) ed un poligono chiuso al suo interno (il *range* di osservazione del satellite), affinché restituisca il valore *booleano* 1 a tutto i punti interni, e 0 a tutti quelli esterni. Così facendo si conoscono facilmente le zone viste dal satellite. La logica di questo metodo, quindi, permette di svincolarsi dai problemi visti precedentemente, in quanto: la discretizzazione dell'orbita non deve essere necessariamente molto fitta, ma basta un campionamento tale da garantire che tramite l'introduzione di questo poligono di osservazione non si perdano del tutto le sue caratteristiche geometriche. Inoltre, non si incontrano più i problemi legati alla

sovrapposizione di due *mask* successive, in quanto in linea di principio con questo metodo si avrebbe un'unica grande maschera.

Ovviamente, anche in questo caso ci sono delle difficoltà di fondo. La prima e più grande è proprio la costruzione del poligono stesso, facendo in modo che esso tenga conto della *swath* del radiometro.

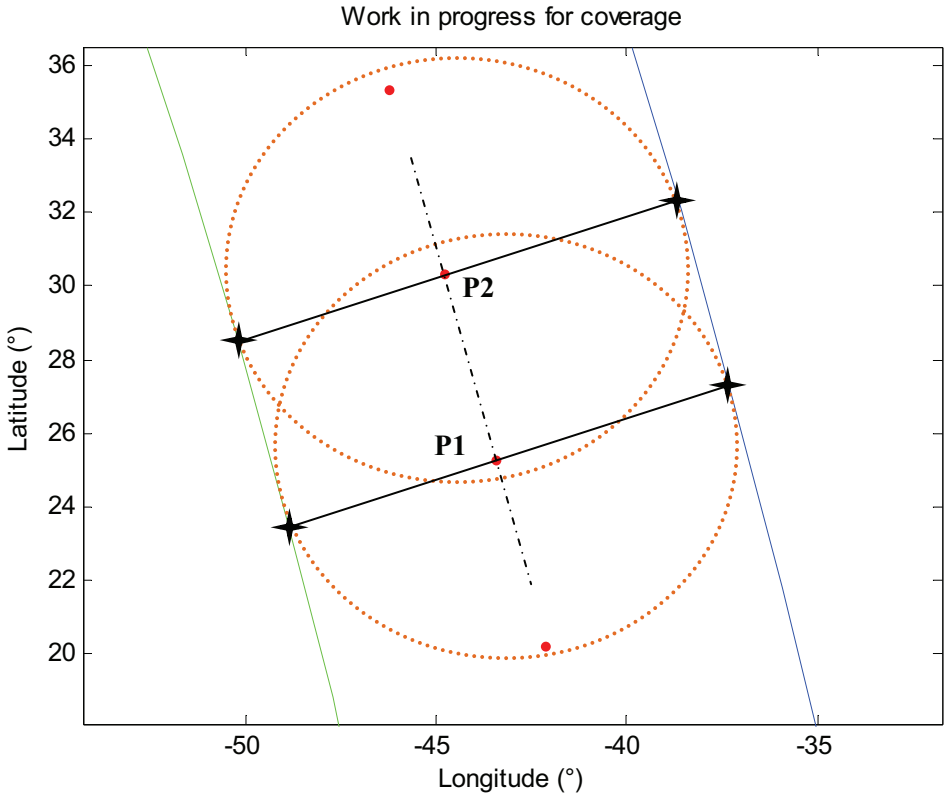


Fig. 3-38: Costruzione del poligono di osservazione intorno ai punti di osservazione a Terra

Come si vede in **Fig. 3-38**, il poligono viene determinato attraverso delle semplici relazioni geometriche: prendendo in esame due punti successivi derivanti dalla traccia a Terra ottenuta per l'antenna, si determina facilmente l'equazione della retta passante per essi. Successivamente è possibile determinare la retta perpendicolare alla prima considerando l'inverso del suo coefficiente angolare cambiato di segno. Questo processo può essere sintetizzato nella **(3-7)**, dove m_{perp} è il coefficiente angolare ricercato della retta perpendicolare alla congiungente dei due punti P_1 e P_2.

$$\boldsymbol{m_{perp} = -\frac{(lon_{P2} - lon_{P1})}{(lat_{P2} - lat_{P1})}} \qquad \textbf{(3-7)}$$

Successivamente tramite la **(3-8)** è possibile ricavare l'intersezione di queste rette con la circonferenza determinata dalla *mask* vista in precedenza.

$$\boldsymbol{Long_{1,2}} = \pm \sqrt{\frac{{R_{mask}}^2}{\left[1+(m_{perp})^2\right]}} \qquad \textbf{(3-8)}$$

Dalla determinazione della soluzione si ottengono i due valori per la longitudine dei punti di intersezione, tramite i quali è possibile determinare i rispettivi valori della latitudine usando la **(3-9)**.

$$\boldsymbol{Lat_{1,2}} = \boldsymbol{m_{perp}} * \boldsymbol{Long_{1,2}} \qquad \textbf{(3-9)}$$

Per completare il discorso è stato previsto un ciclo di controllo sui risultati, al fine di ordinare il vettore in funzione del fatto che il coefficiente angolare calcolato risulti essere crescente o decrescente.

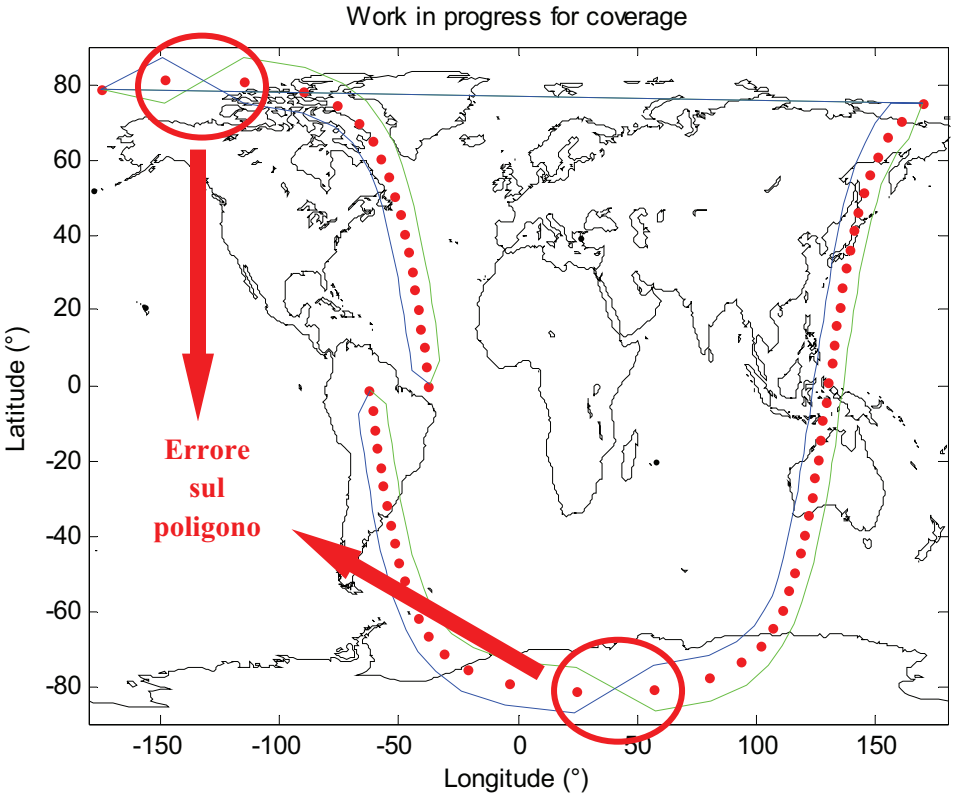


Fig. 3-39: Errore nella costruzione del poligono di osservazione

É molto importante considerare un preciso ordinamento in funzione del coefficiente angolare degli elementi dei vettori che delimitano la fascia di osservazione del satellite, in quanto altrimenti non si avrebbe una corretta definizione geometrica del poligono ricercato (vedi **Fig. 3-39**). Così facendo è possibile ottenere il poligono di osservazione corretto (vedi **Fig. 3-40**).

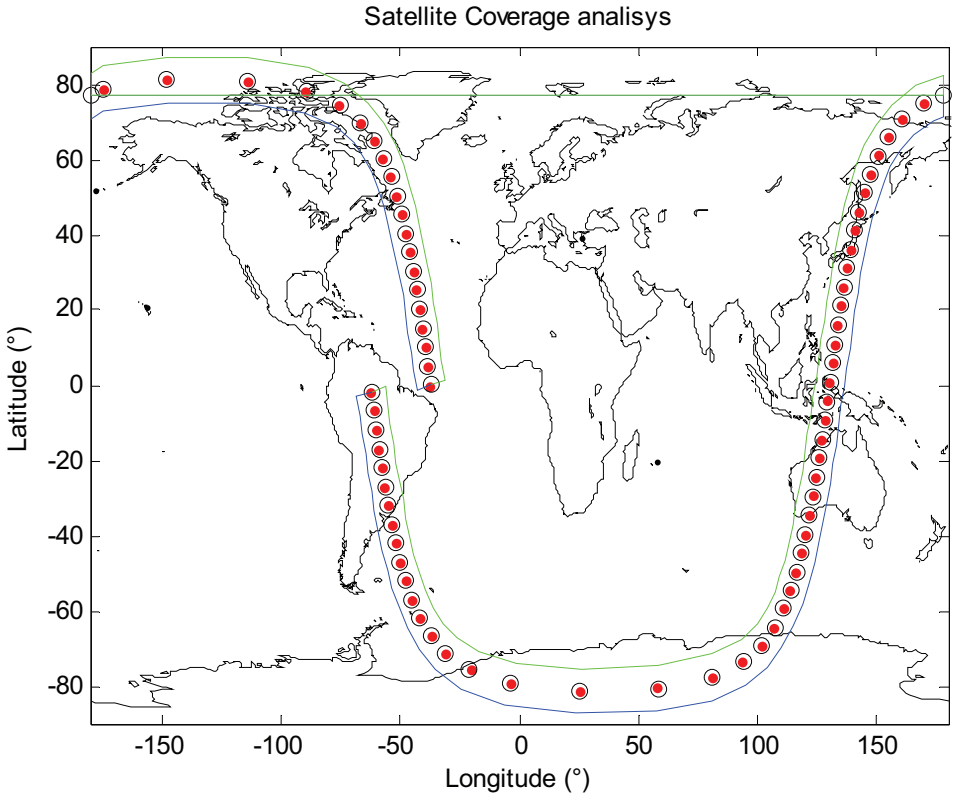


Fig. 3-40: Ottenimento del poligono di osservazione per l'intera orbita del satellite

Un secondo problema da gestire, oltre alla costruzione del poligono, è proprio derivante dalla necessità di chiuderlo per evitare che la funzione ***inpolygon*** utilizzata successivamente dia risultati non corretti. Come si vede bene dalla **Fig. 3-40**, per riuscire in quanto preventivato è bastato un ciclo di controllo sugli elementi di discontinuità (per i quali, cioè, si ha un salto o di latitudine o di longitudine), in quanto una volta trovati si disegna un ulteriore punto, ottenuto come media delle coordinate dell'elemento di discontinuità e quello contiguo (precedente o successivo a seconda i casi). Così facendo si riesce a chiudere il poligono costruito sull'ultimo punto di osservazione, e cioè il punto determinato dall'intersezione tra la superficie terrestre e la direzione di puntamento dell'antenna.

3.9.4.3. Calcolo della copertura e delle occorrenze

Per ottenere contemporaneamente sia un calcolo della percentuale di Terra coperta che del numero di volte in cui il satellite copre la stessa zona, si studia il tempo definito dall'utente campionandolo in funzione del numero di orbite che il satellite compie in quel periodo. La logica di fondo si basa sul discretizzare i tempi (praticamente dividendoli in numero di orbite) e sul cercare di rendere quanto più continua è possibile l'osservazione della Terra.

Come visto nel paragrafo precedente, la continuità dell'osservazione è assicurata dal'uso di un poligono continuo al posto di una *mask* discreta con cui si simula l'osservazione del pianeta. Per quanto riguarda, invece, la discretizzazione temporale, fondamentalmente si vede che essa dipende strettamente dalla ripetitività del satellite, a sua volta facilmente determinabile a priori conoscendo la sua quota.

Una volta determinato questo parametro fondamentale, si divide il vettore posizione del satellite espresso in termini di latitudine e longitudine in funzione del numero di orbite percorse. É bene precisare, inoltre, che in questo caso il campionamento dell'orbita è fissa, nel senso che non è più modificabile dall'utente, ed è caratterizzata da 71 elementi.

Così facendo è possibile studiare tramite la funzione ***inpolygon*** la copertura per ogni singola orbita ed andare a modificare la matrice di *coverage*, inizialmente composta da zeri e definita all'inizio dell'analisi. Questa matrice ha le sue dimensioni che variano in funzione della discretizzazione spaziale scelta dall'utente per la Terra(più fitta la si sceglie e più aumentano i tempi di calcolo,ovviamente). La modellizzazione del pianeta si effettua tramite il comando ***meshgrid*** che permette di campionare la Terra in un insieme fitto a piacere di punti ordinati per latitudine e longitudine. Soltanto a questo punto si può sfruttare la potenza della funzione ***inpolygon***, che permette di dare valore 1 ai punti interni al poligono creato e 0 a quelli esterni, al fine di modificare la matrice di *coverage* orbita per orbita, per tutta la durata del periodo di analisi richiesto dall'utente.

É bene precisare che la modifica di questa matrice avviene in maniera dinamica nel tempo e l'aggiornamento lo si effettua tramite somma. Così facendo infatti, è possibile tener conto delle occorrenze del satellite sulla stessa zona della Terra, in quanto con questo metodo si avrà un incremento ogni volta che il satellite osserverà la stessa zona (vedi **Fig. 3-41**).

Per quanto riguarda, invece, la determinazione della porzione di pianeta coperto, il calcolo è presto fatto: si considera il numero di elementi non nulli di questa matrice e li si

divide per il numero di elementi totali, moltiplicando il tutto per 100 si ha la percentuale di Terra coperta nel tempo indicato dall'utente.

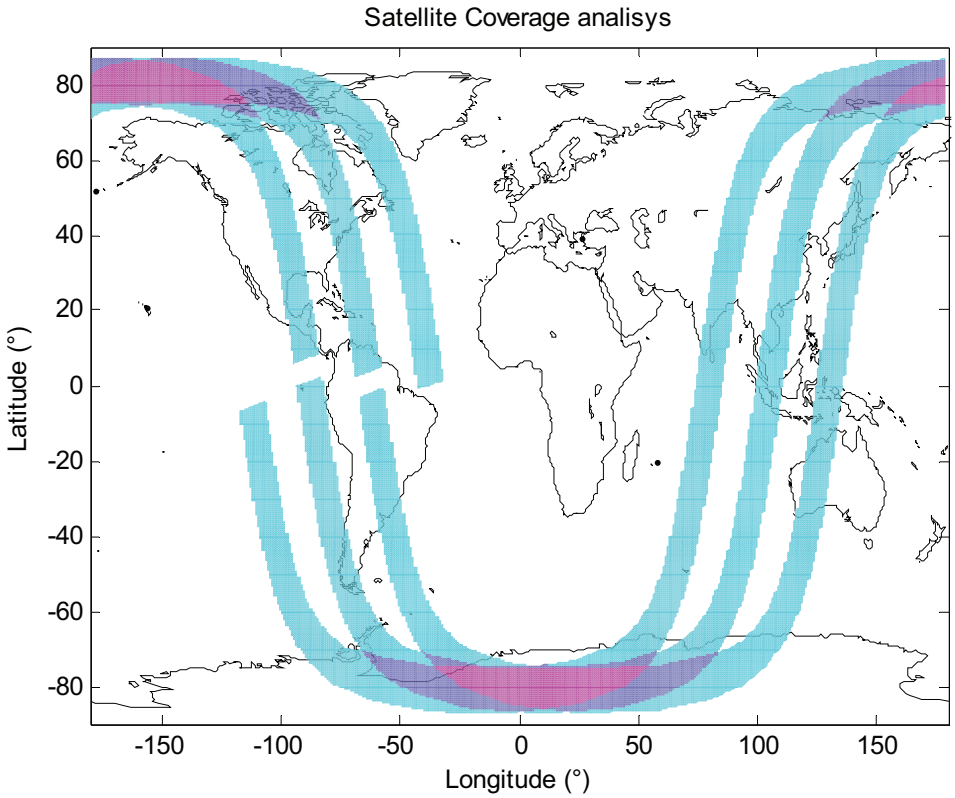


Fig. 3-41: Rappresentazione del *covrage* e della ripetitività per 3 orbite

3.10. VALIDAZIONE DEL *SOFTWARE*

É un aspetto fondamentale che bisogna tenere sempre in considerazione nello sviluppo di un nuovo codice di calcolo, in quanto permette di definire la validità del lavoro svolto, permette di definirne le approssimazioni alla base ed i loro effetti sui risultati ottenuti.

Una volta esplicitata del tutto la logica alla base del *software* è bene considerare i *test case* che si sono utilizzati di volta in volta per verificare l'effettivo funzionamento del programma. Al fine di definire gli aspetti fondamentali di cui si è trattato in precedenza, si sono introdotti una serie di *test case* necessari a verificare gli aspetti cruciali del programma: in primis si è verificato il funzionamento del propagatore, successivamente si sono validati i risultati ottenuti nel caso dell'analisi orbitale media confrontandoli con degli studi analoghi precedentemente sviluppati dall'azienda spagnola *DEIMOS*. In un secondo momento si è considerata la differenza tra il caso in cui si consideri il Sole vero rispetto al

Sole medio e per concludere si è presa in considerazione l'analisi orbitale riferita direttamente alle antenne, verificando l'effettivo funzionamento del codice in ogni suo aspetto (la rotazione delle antenne, l'interpretazione dei risultati).

3.10.1. La validazione del propagatore: *test case* dedicati

Un problema non banale, è quello del porre in essere una serie di *test cases* tali da avere delle conferme circa la bontà dei calcoli svolti. Nel caso del propagatore orbitale due sono stati gli ordini di difficoltà da affrontare: un primo legato alla necessità di propagare un'orbita di cui fossero noti già a priori i risultati, così da avere un *go no go* sulla propagazione; ed un secondo legato alla necessità di creare un numero di orbite di *test* tale da coprire tutto lo spettro possibile di combinazioni dei dati in input (tempi, parametri orbitali, discretizzazioni).

La filosofia con cui si è affrontato il problema è stata quella di avere un riscontro indiretto sulla propagazione: nella stragrande maggioranza dei casi infatti non vengono poste al vaglio le effemeridi propriamente intese, quanto, piuttosto, le coordinate di un corpo celeste di posizione nota (ad esempio il Sole o la Terra), calcolate nel sistema di riferimento satellite, il quale viene a sua volta propagato su orbite particolari: polari o equatoriali, per le quali risulta agevole a priori avere un'idea precisa dei risultati attesi.

Si è infine utilizzato, lo stratagemma di propagare orbite di corpi celesti noti, ad esempio: il Sole rispetto alla Terra e viceversa, in quanto oltre a poter aver un controllo diretto sulle effemeridi, è stato effettuato un calcolo dell'errore commesso, con l'assunzione di sole medio.

Al fine di garantire l'adeguata trasparenza per quanto riguarda la verifica di questa parte del lavoro sviluppato, a seguire si mostrano e si commentano i vari *test case*. In questa fase, comunque, è opportuno ricordare l'orientazione del sistema di riferimento orbitante, in accordo con quanto visto nel **capitolo 2**:

- *Asse Z*: orientato lungo la congiungente tra il satellite e il centro della Terra. Il verso positivo è quello uscente;
- *Asse X*: è orientato come la velocità del corpo celeste di riferimento visto dal satellite (in questo caso è definito rispetto alla Terra);
- *Asse Y*: è preso di conseguenza secondo la regola della mano destra per formare una terna di riferimento trirettangola levogira.

3.10.1.1. Orbita Polare con RAAN pari a 90°

In questo *test case* è stata propagata, un'orbita dalle seguenti caratteristiche:

$\boldsymbol{a} = 817$ km	$\boldsymbol{\omega} = 0$
$\boldsymbol{e} = 0$	$\boldsymbol{v} = 0$
$\boldsymbol{i} = 90°$	$\boldsymbol{\Omega} = 90°$

Come data iniziale si è scelto il 20 marzo 2018, alle 16:16:00 GMT ora in cui l'equatore è perfettamente contenuto nel piano dell'eclittica, questo permette di avere una combinazione favorevole tale che, diviene agevole, valutare la posizione del sole rispetto al riferimento orbitante. Per sfruttare l'allineamento tra la congiungente Sole - Terra e l'eclittica, si è propagato per un periodo orbitale (**T**), supponendo che tale condizione rimanga, con ottima approssimazione, invariata nell'arco dell'intero periodo considerato (in questo caso **T** è circa 100 minuti).

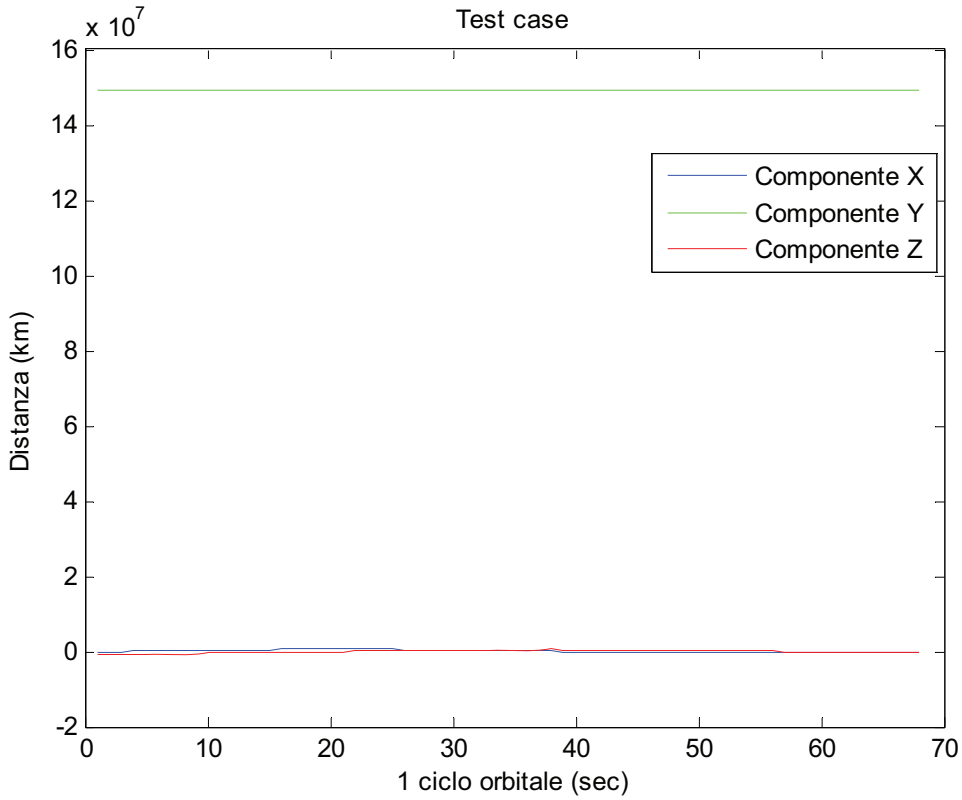


Fig. 3-42: *Test case* orbita kepleriana circolare $\Omega = 90°$, $i = 90°$.

Quello che ci si aspetta è che il riferimento satellite dia una componente (**Y**) che sia praticamente 1UA, mentre le altre due siano pari alla somma di quota del satellite e raggio

terrestre, valori molto minori della stessa. Le due componenti avranno ovviamente un andamento sinusoidale, dovuto alla rotazione del riferimento orbitante intorno alla Terra.

A dimostrazione di quanto detto, in **Fig. 3-42** si riporta il grafico delle tre componenti del vettore posizione in funzione del tempo.

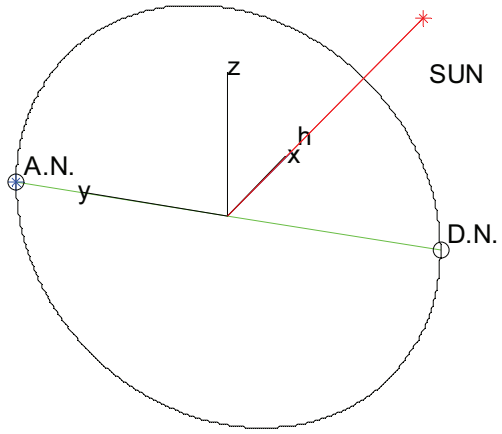


Fig. 3-43: Raffigurazione di un'orbita kepleriana circolare di parametri Ω = 90°, *i* = 90°

Per completezza in **Fig. 3-43** si riporta lo schema dell'orbita in 3d, così da evincere chiaramente la perfetta ortogonalità tra il piano orbitale e la congiungente Terra - Sole. Ovviamente tale distanza è ridotta per ovvi motivi di spazio, il disegno non è pertanto da considerarsi in scala.

3.10.1.2. Orbita circolare Equatoriale

Per questo *test* si sono propagati i seguenti parametri orbitali, ponendosi sempre nella favorevole condizione dell'equinozio di primavera.

$\boldsymbol{a}$ = 817 km	$\boldsymbol{\omega}$ = 0
$\boldsymbol{e}$ = 0	$\boldsymbol{\nu}$ = 0
$\boldsymbol{i}$ = 0°	$\boldsymbol{\Omega}$ = 0°

Essendo l'orbita equatoriale ed essendo il Sole contenuto nel piano stesso, è lecito aspettarsi che la componente ortogonale (**Y**) sia nulla, mentre le altre oscillino descrivendo una sinusoide di ampiezza 1AU e periodo **T**. Quanto appena detto è mostrato in **Fig. 3-44**

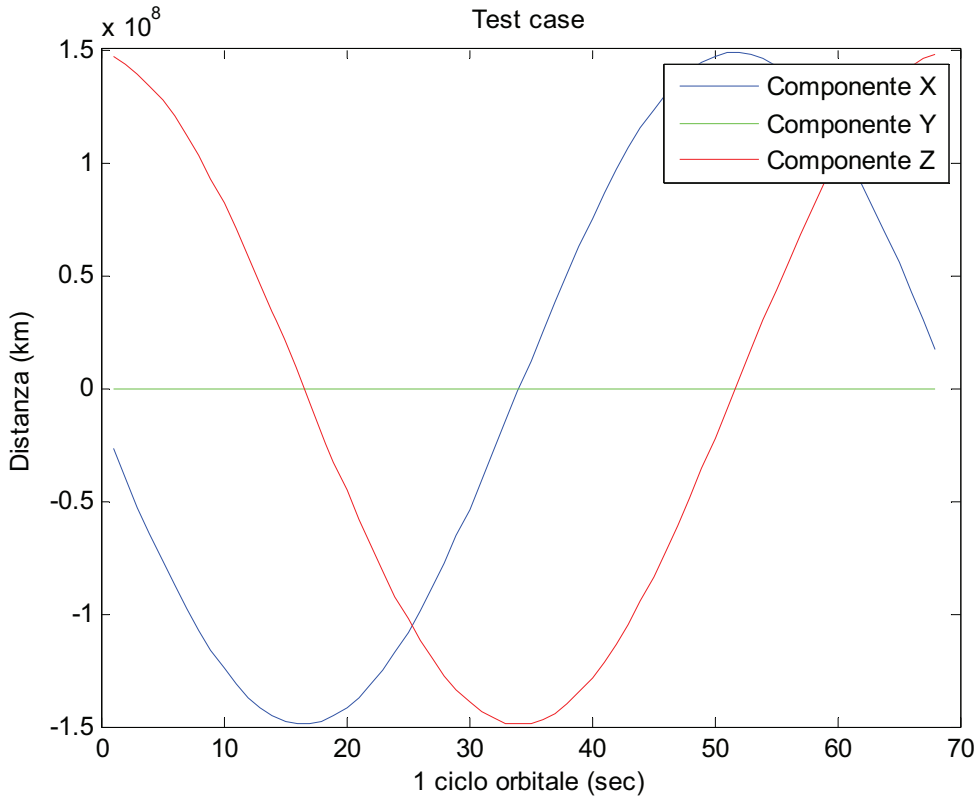


Fig. 3-44: *Test case* orbita kepleriana circolare Ω = 0°, *i* = 0°

Anche per questo *test* si riporta un disegno schematico dell'orbita (vedi **Fig. 3-45**), come nel caso precedente non è da considerarsi in scala, tuttavia risulta utile nella comprensione delle geometrie realizzate.

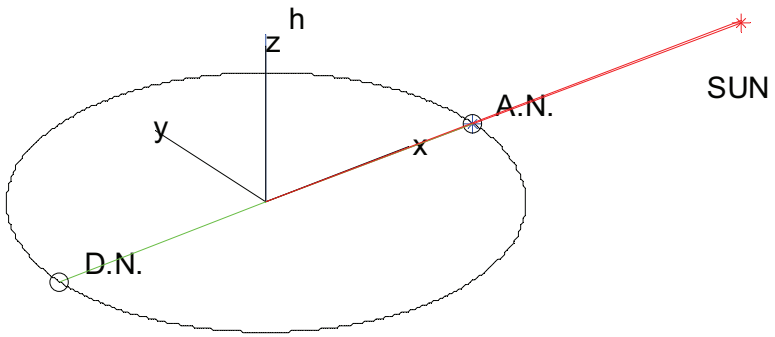


Fig. 3-45: *Test case* orbita kepleriana circolare Ω = 0°, *i* = 0°

3.10.1.3. Orbita Equatoriale: inclinazione dell'eclittica

Questo ulteriore *test case* è stato effettuato calcolando l'inclinazione dell'eclittica a partire dalla posizione del Sole. Si è sfruttata la massima inclinazione raggiunta da

quest'ultimo rispetto al piano equatoriale,e quindi dell'orbita. Propagando nelle stesse ipotesi del caso precedente, a partire dalle 11:28:00 GMT del 21 giugno 2018 (solstizio d'estate) si è ottenuta una componente normale al piano (**Y**) costante e ovviamente diversa da zero, e due componenti sinusoidali di ampiezza inferiore ad 1AU come previsto.

Per verificare numericamente l'attendibilità del risultato è possibile considerare il vettore di stato relativo al primo istante di tempo considerato, esplicitato nella **(3-10)**.

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.3948 * 10^8 \\ -6.0467 * 10^7 \\ o(10^4) \end{bmatrix} \qquad \textbf{(3-10)}$$

$$i_{ecl} = \tan^{-1}\frac{Y}{X} = \tan^{-1}\frac{-6.0467*10^7}{-1.3948*10^8} = \tan^{-1} 0.4335 = 23.4370° \qquad \textbf{(3-11)}$$

Come si vede nella **(3-11)**, l' arcotangente del rapporto tra le componenti **X** ed **Y** fornisce con la dovuta approssimazione (si è trascurata la componente **Z** dovuta alla parallasse del raggio orbitale) l'inclinazione dell'eclittica. Come si vede dal valore determinato per i_{ecl}, il valore ottenuto è corretto a meno di un'approssimazione trascurabile.

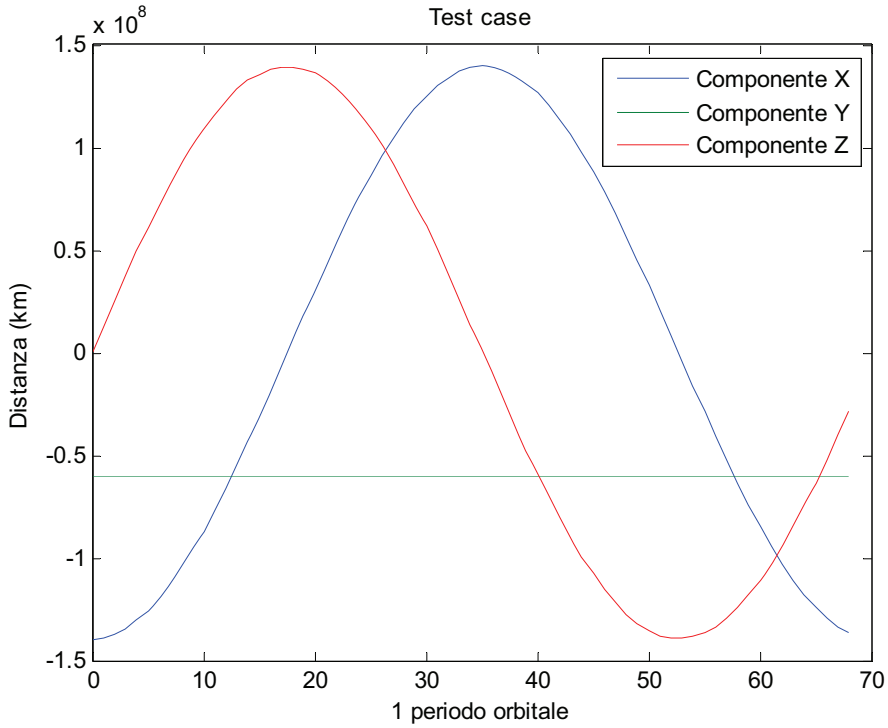


Fig. 3-46: *Test case* orbita kepleriana circolare Ω = 0°, *i* = 0°, Sole al solstizio d'estate

In **Fig. 3-46** si propone la rappresentazione delle componenti del vettore posizione del satellite, mentre in **Fig. 3-47** si riporta anche in questo caso un disegno esplicativo della geometria.

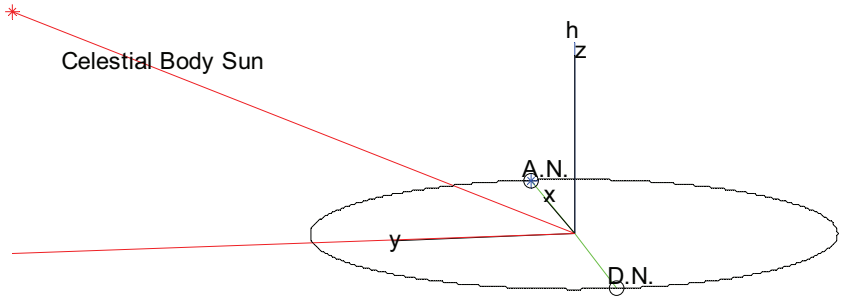


Fig. 3-47: *Test case* orbita kepleriana circolare Ω = 0°, *i* = 0°, Sole al solstizio d'estate

3.10.1.4. Propagazione del Sole: errore dovuto al moto medio

La propagazione del Sole ha permesso di validare il funzionamento delle *routine SPICE* che permettono di determinare la posizione dei corpi celesti (***spkpos*** e ***spkezr***) e la loro logica di funzionamento (si faccia riferimento all'**appendice 1** per ulteriori spiegazioni inerenti questi aspetti).

In questo caso si sono calcolate le effemeridi del Sole in coordinate *ECIJ2000*, quindi in funzione di un osservatore non rotante posto al centro della Terra. La possibilità di stimare la posizione di questo corpo celeste svincolandosi da ogni tipo di propagazione analitica, ma basandosi direttamente su corpi per i quali le *SPICE* contengono al loro interno le effemeridi. Questa prova ha avuto il ruolo sia di validare le capacità del *tool* che serve ad interpolare le effemeridi, che di dare una misura dell'approssimazione compiuta nella assunzione di sole medio (cioè di moto su orbita circolare, di raggio 1AU e velocità angolare $\dot{\alpha}_{\odot}$ media).

In primo luogo si riportano in **Fig. 3-48** le componenti del sole nel riferimento *ECIJ2000*.

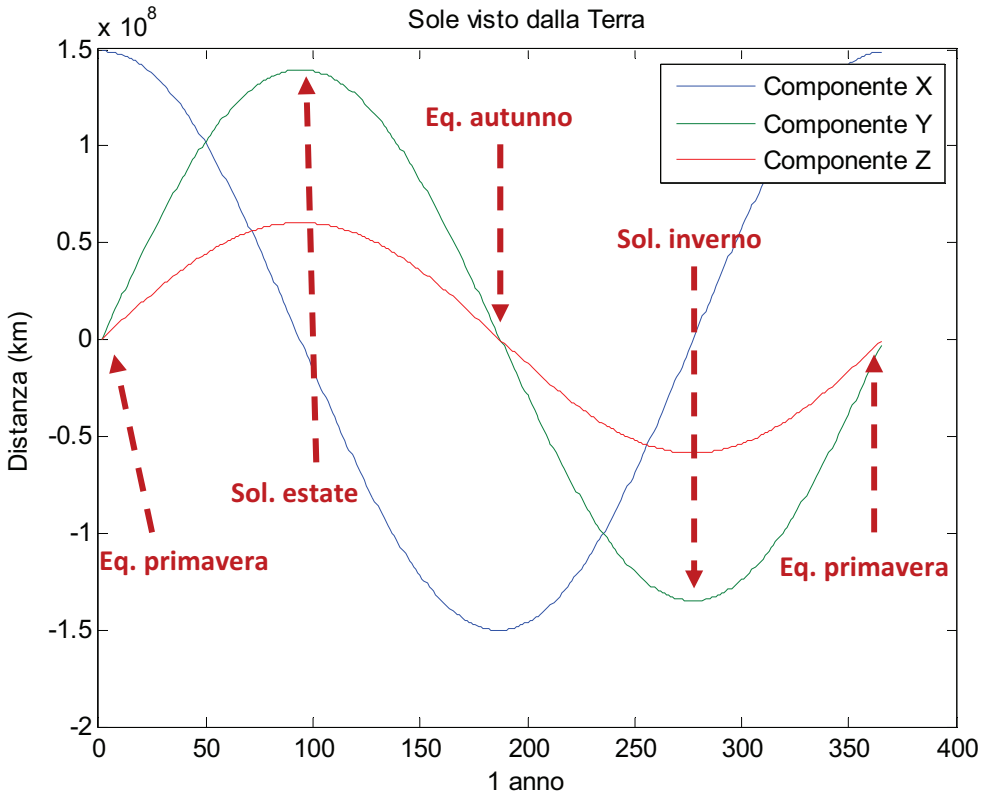


Fig. 3-48: ***Test case*** **Componenti del sole nel riferimento ECIJ2000.**

È possibile notare il tipico andamento sinusoidale, dovuto all' inclinazione dell'eclittica rispetto al piano equatoriale, dove giacciono gli assi **X** ed **Y**. La componente **X** è pari ad 1AU soltanto agli equinozi, e proprio per mettere in risalto tale fenomeno, è stato scelto l'equinozio di primavera come data di inizio della propagazione. Analogamente il massimo valore in modulo delle componenti **Y** e **Z** si raggiunge ai solstizi, istante in cui la componente **X**, essendo in quadratura, va a zero.

In **Fig. 3-49** viene inoltre diagrammata la distanza Terra – Sole. Quest'ultimo, in un riferimento geocentrico, si muove su orbita ellittica, pertanto il raggio vettore avrà anch'esso un andamento sinusoidale. Sul grafico vengono indicate con le tre rette orizzontali, la distanza media minima e massima del Sole dalla Terra, dimostrando che la funzione calcolata oscilla in questo intervallo come conferma del risultato.

Si riporta infine un diagramma significativo (vedi **Fig. 3-50**) dell'errore introdotto, in termini di distanza, dall'assunzione di Sole medio, ovvero di orbita circolare di raggio 1AU. Si ricorda che la data di inizio della propagazione è esattamente l'equinozio di primavera.

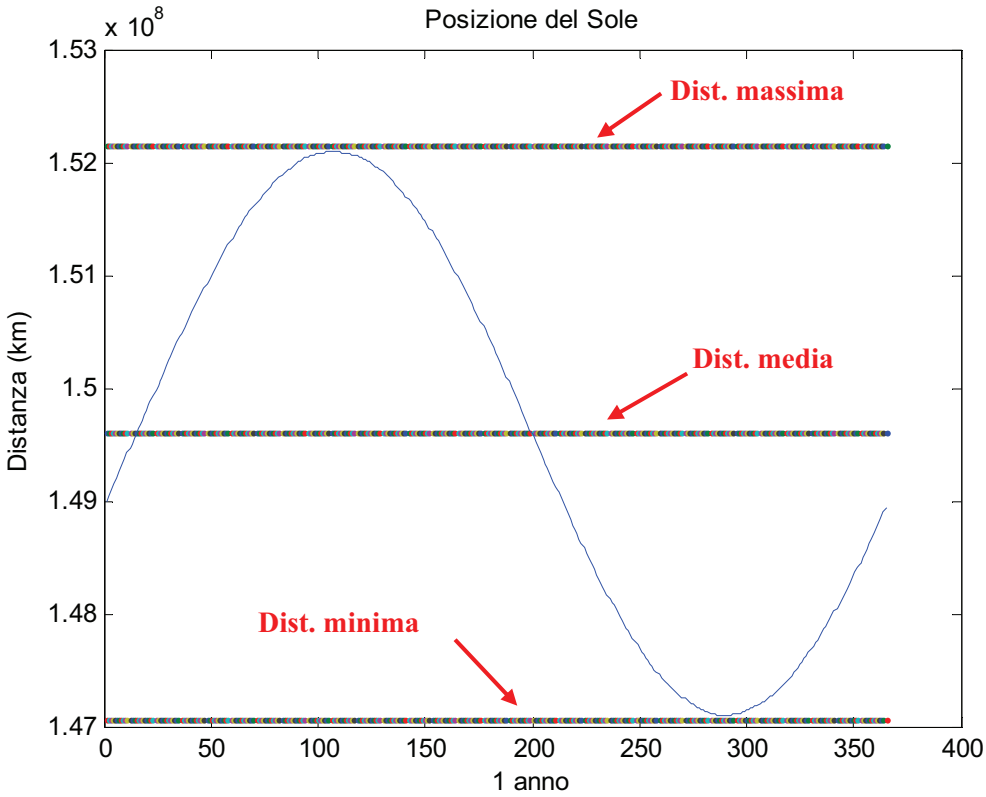


Fig. 3-49: Diagramma dell'andamento del Sole vero dalla Terra

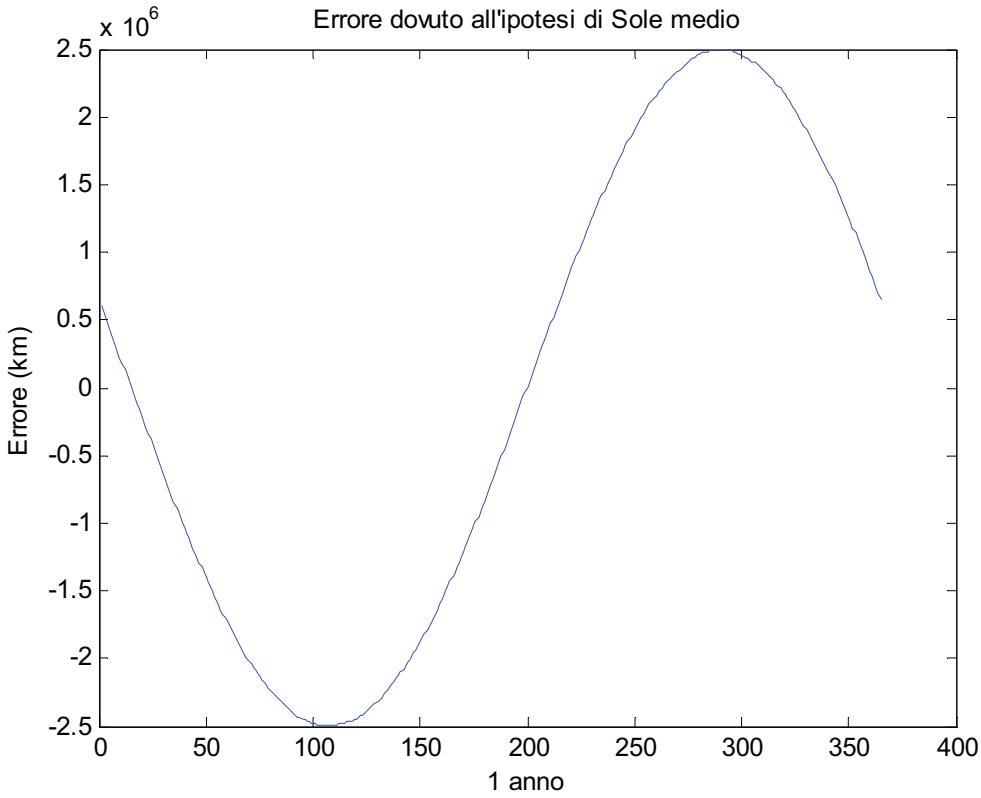


Fig. 3-50: Diagramma dell'errore in termini di distanza derivante dall'ipotesi di Sole medio

3.10.2. Analisi orbitale: verifica dei risultati attesi

Per verificare i risultati relativi ai calcoli geometrici derivanti dalla prima parte del codice (cioè riferiti al calcolo delle grandezze medie), è stato possibile riferirsi allo studio effettuato dall'azienda spagnola *DEIMOS*.

Una verifica del genere è stata di fondamentale importanza per molti aspetti cruciali durante lo sviluppo del programma, in quanto tale studio è sia strettamente dipendente dall'attendibilità della propagazione orbitale, e quindi può essere ripreso anche come controprova per quel che riguarda la simulazione calcolata per il satellite, che funzione della logica con la quale si effettua il calcolo orbitale vero e proprio. Si può affermare, quindi, che i *test case* che seguiranno permettono di verificare ulteriormente quanto descritto nei sottoparagrafi precedenti e al contempo permettono di assicurarsi della validità dei calcoli orbitali medi effettuati.

3.10.2.1. Verifica del *β angle* medio

In questo *test* si confrontano i risultati ottenuti in questo studio inerenti il *β angle* medio (per chiarimenti si faccia riferimento al **capitolo 2** e al **paragrafo 3.8.1**) con quelli ottenuti da quest'azienda, presi a riferimento nel corso dello studio effettuato.

In **Fig. 3-51** e **Fig. 3-52** è possibile notare l'andamento dei risultati ottenuti tramite il *software* sviluppato e quelli di riferimento. Come si può vedere, i valori del *β angle* calcolato sono praticamente gli stessi, a meno di qualche piccola approssimazione.

La validazione di questi risultati è stata di fondamentale importanza per il proseguimento dell'analisi orbitale, in quanto tutti calcoli successivi derivano praticamente (vedi i paragrafi **3.8.2** e **3.8.3**) da considerazioni effettuate sui dati appena ottenuti.

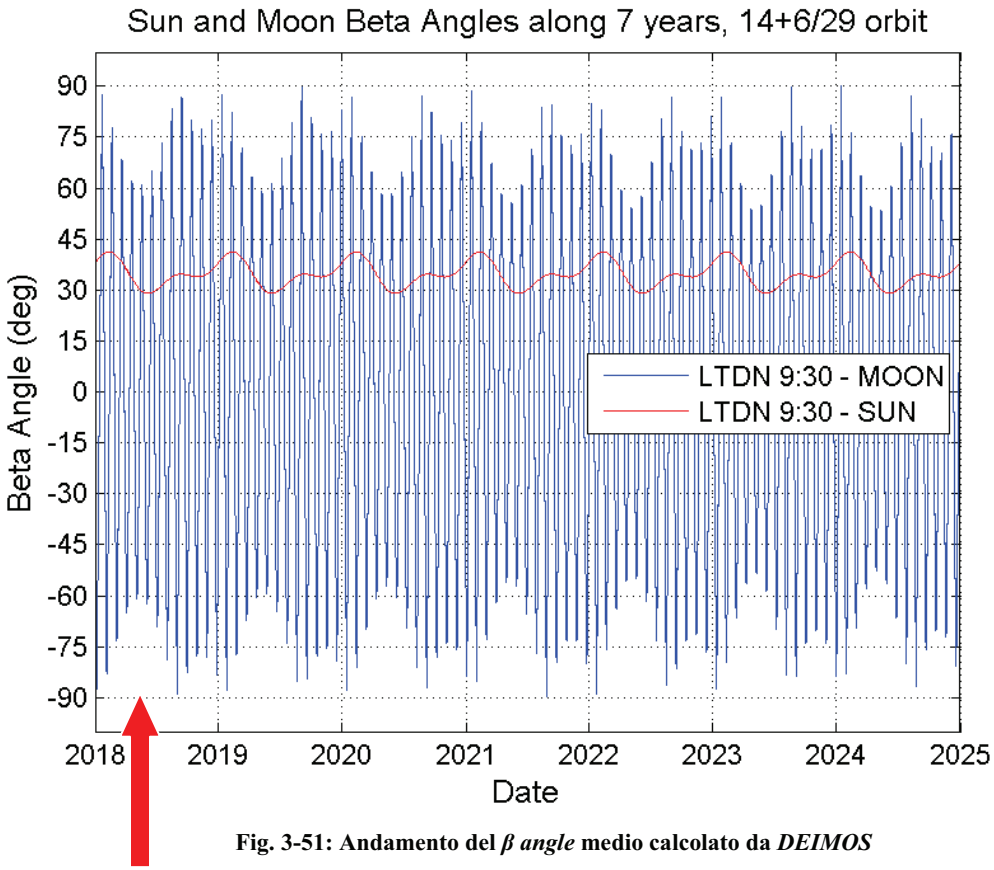


Fig. 3-51: Andamento del *β angle* medio calcolato da *DEIMOS*

CONVALIDA DEI RISULTATI OTTENUTI

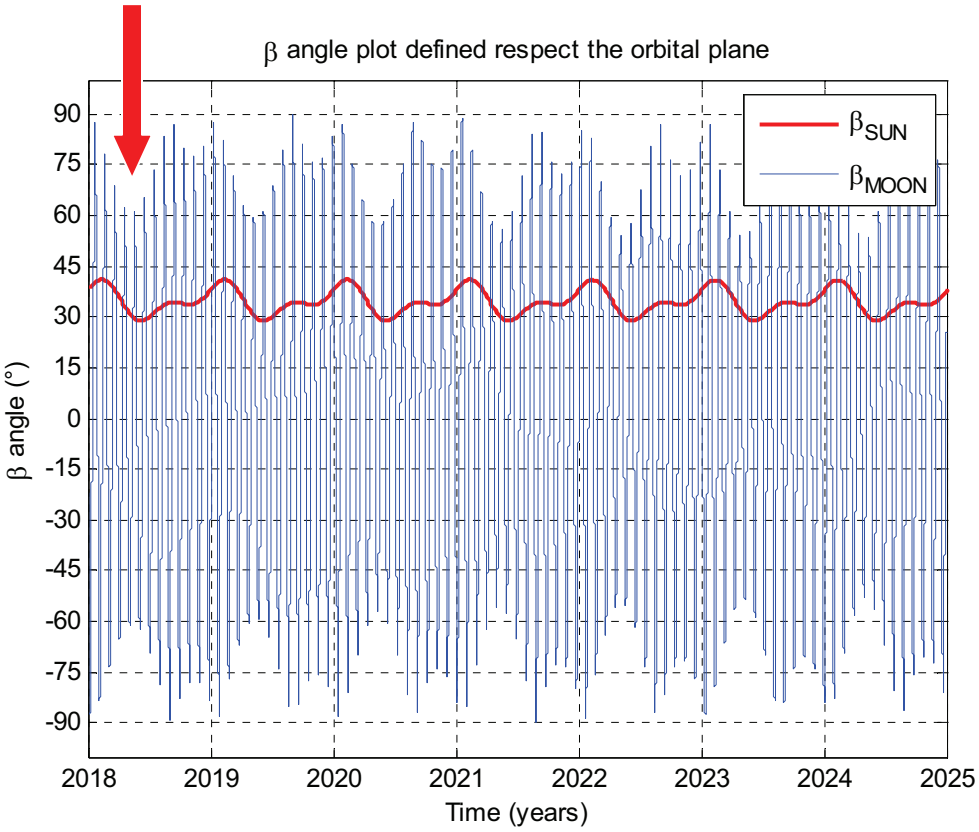


Fig. 3-52: Andamento del *β angle* medio calcolato tramite il *software* sviluppato

3.10.2.2. Verifica della *Moon occurrency*

In questo caso si prende in considerazione lo studio relativo alle occorrenze della Luna lungo la direzione di puntamento dell'antenna. A seguire, nella **Fig. 3-53** e **Fig. 3-54**, si mostra il confronto in termini di occorrenze della Luna.

Come si può vedere in **Fig. 3-54** nel caso dello studio intrapreso si giunge ad un risultato molto simile a quello di riferimento, soltanto con un valore leggermente diverso per il picco dell'istogramma, probabilmente legato all'algoritmo di ricerca sviluppato e alla discretizzazione con cui si è operato il calcolo. Con buona approssimazione, però, i risultati possono ritenersi corretti.

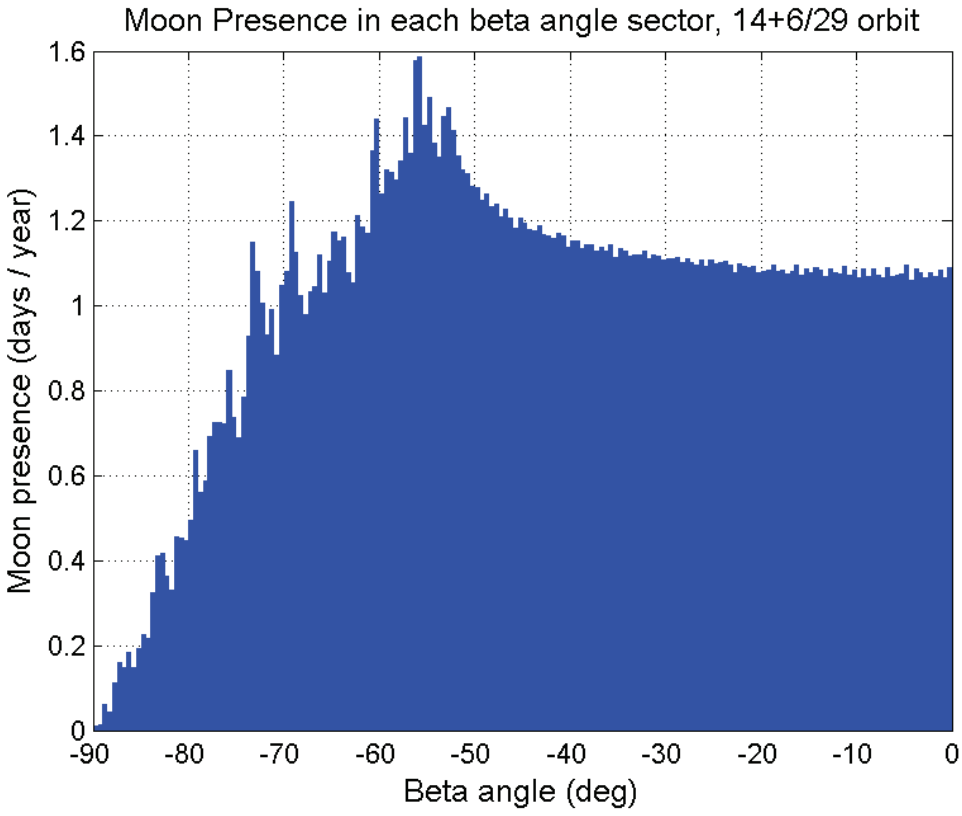


Fig. 3-53: Occorrenze della Luna determinate da *DEIMOS*

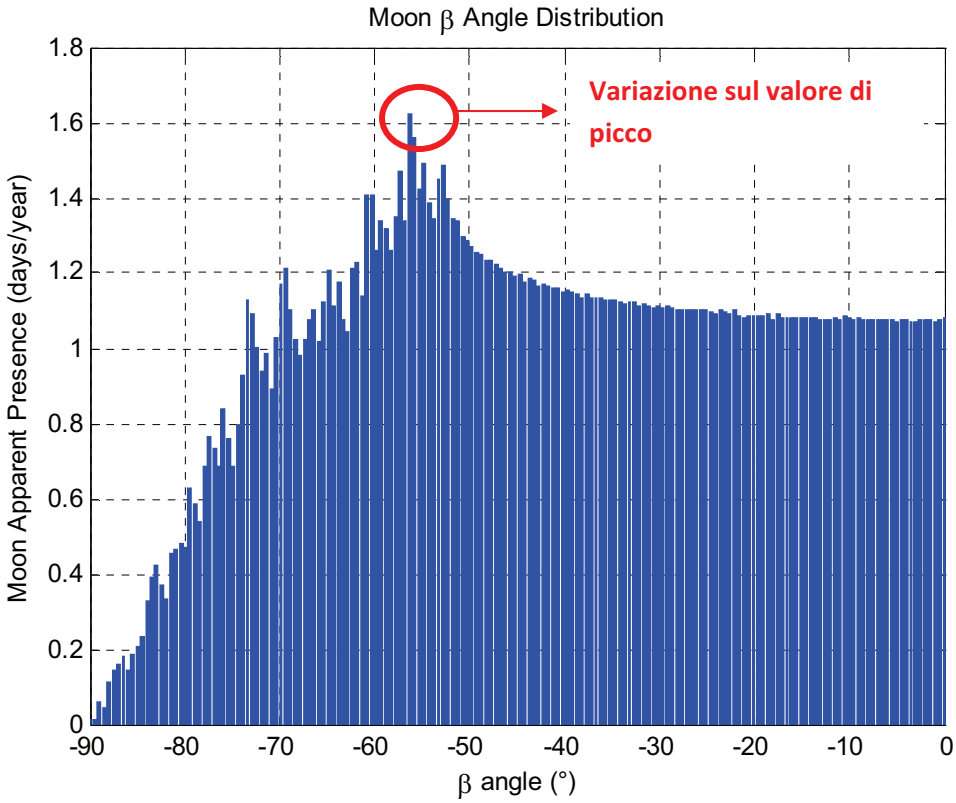


Fig. 3-54: Occorrenze della Luna determinate tramite il *software* sviluppato

I risultati ottenuti in figura sono legati ai seguenti parametri:

step ➔ 86400 sec (1 giorno) *discretizzazione* ➔ 200
Passo finale di interpolazione ➔ 432.0 sec (per 7 anni)

Per meglio capire quanto detto nel **paragrafo 3.8.2** per quel che riguarda l'influenza della discretizzazione sui risultati ottenuti, a seguire viene proposto un esempio in cui è chiaro che il campionamento utilizzato risulta essere troppo poco fitto:

step ➔ 86400 sec (1 giorno) *discretizzazione* ➔ 5
Passo finale di interpolazione ➔ 17280 sec (per 7 anni)

Come si può vedere, in questo caso si ottengono risultati molto diversi rispetto a quelli ottenuti in precedenza, a causa dell'instabilità della ricerca effettuata dalla *routine*. Per quanto detto in precedenza, la funzione in questo caso sarà troppo poco fitta e la *routine* che ne calcola e gestisce le intersezioni restituirà dei risultati che non sono più attendibili. In **Fig. 3-55** e **Fig. 3-56** si mostra quanto detto.

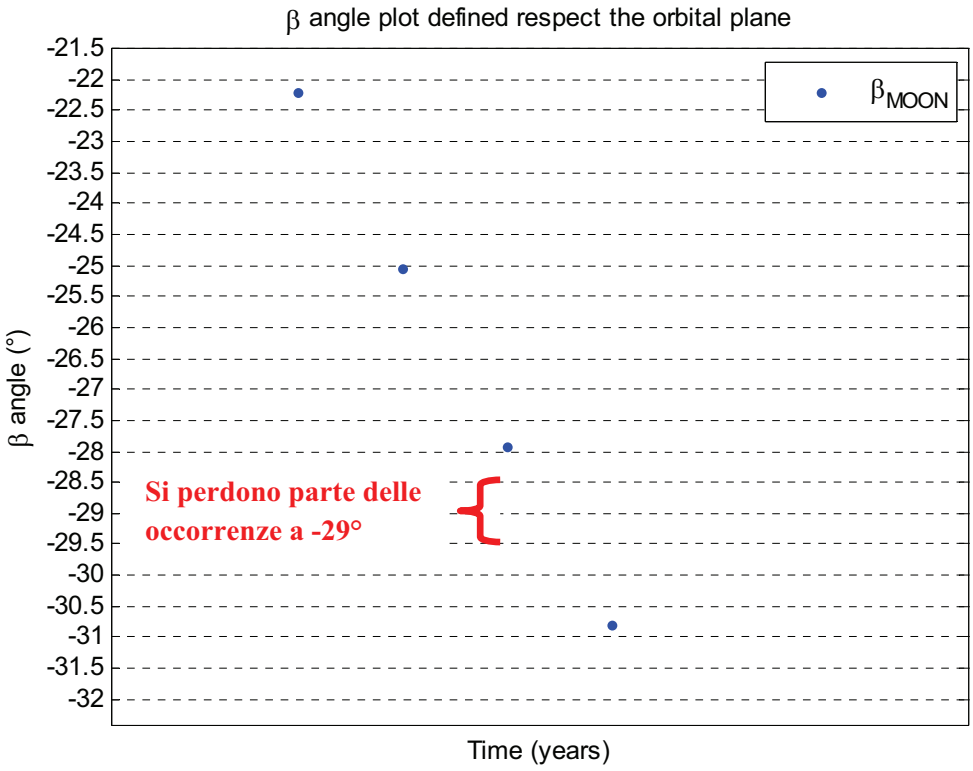


Fig. 3-55: Problemi nella gestione della ricerca delle occorrenze

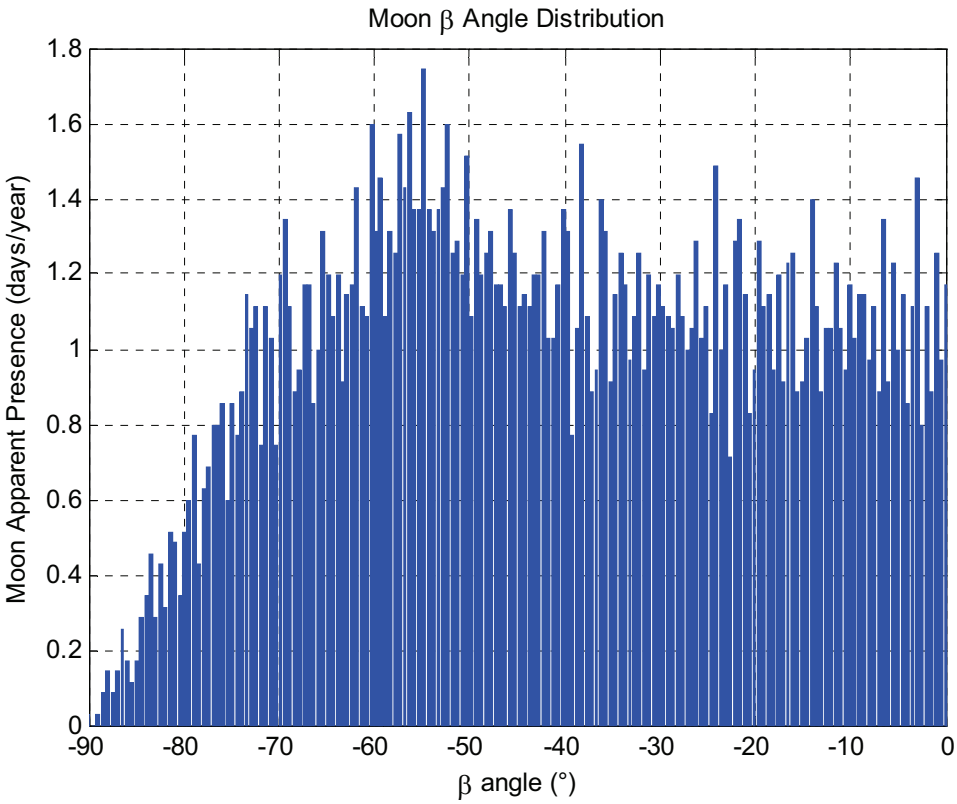


Fig. 3-56: Effetti di una discretizzazione non accurata sul risultato

A questo punto è possibile motivare la scelta descritta nel **paragrafo 3.5**, e cioè il fatto che si è preferito sfruttare il propagatore analitico con un passo di propagazione molto piccolo per la generazione delle effemeridi, evitando di affidarsi completamente all'interpolazione derivante dalle *SPICE*, al fine di evitare che i risultati fossero inaccurati. Infatti qualora si sfrutti un passo di propagazione molto largo rispetto a quello relativo all'interpolazione richiesta, si potrebbe finirebbe per *falsare* l'andamento della curva, soprattutto per quanto riguarda i picchi (vedi **Fig. 3-57**).

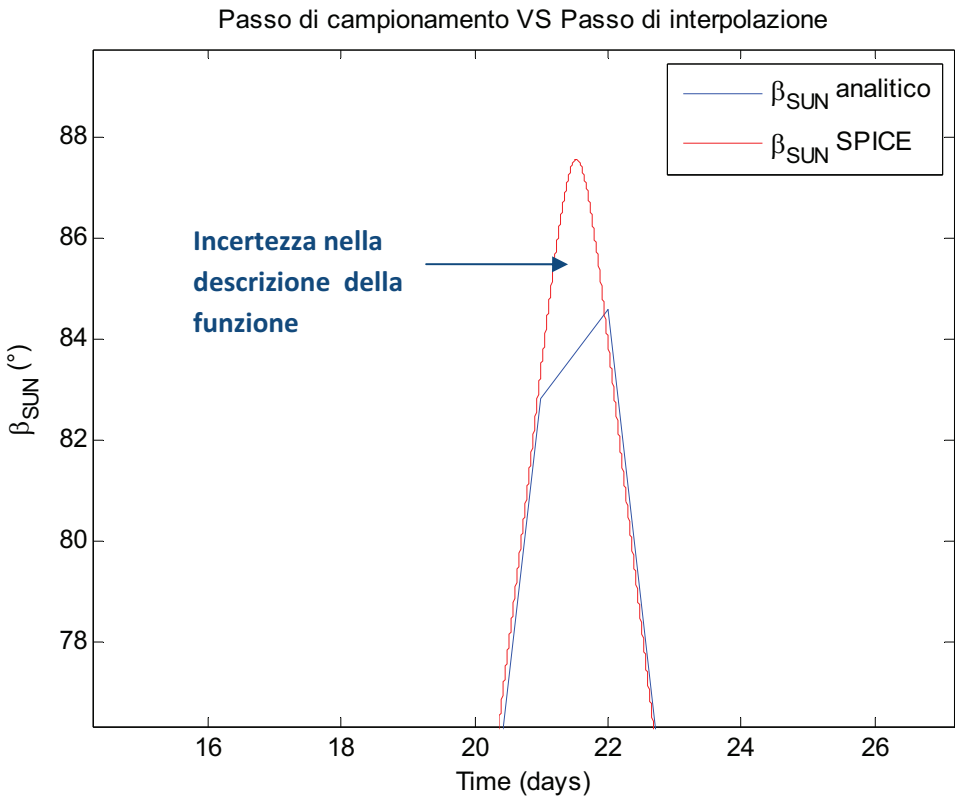


Fig. 3-57: Incertezza dell'andamento della funzione sul picco della curva

Risulta chiaro, a questo punto, che bisogna fare particolare attenzione all'uso delle *SPICE* ed a quelle che inizialmente potrebbero sembrare piccole imperfezioni, in quanto potrebbero falsare successive misurazioni.

3.10.2.3. Verifica della *Moon probability*

In questo caso nella **Fig. 3-58** e Fig. 3-59 si sono confrontati i risultati relativi al tempo speso dalla Luna in ogni valore di β di interesse.

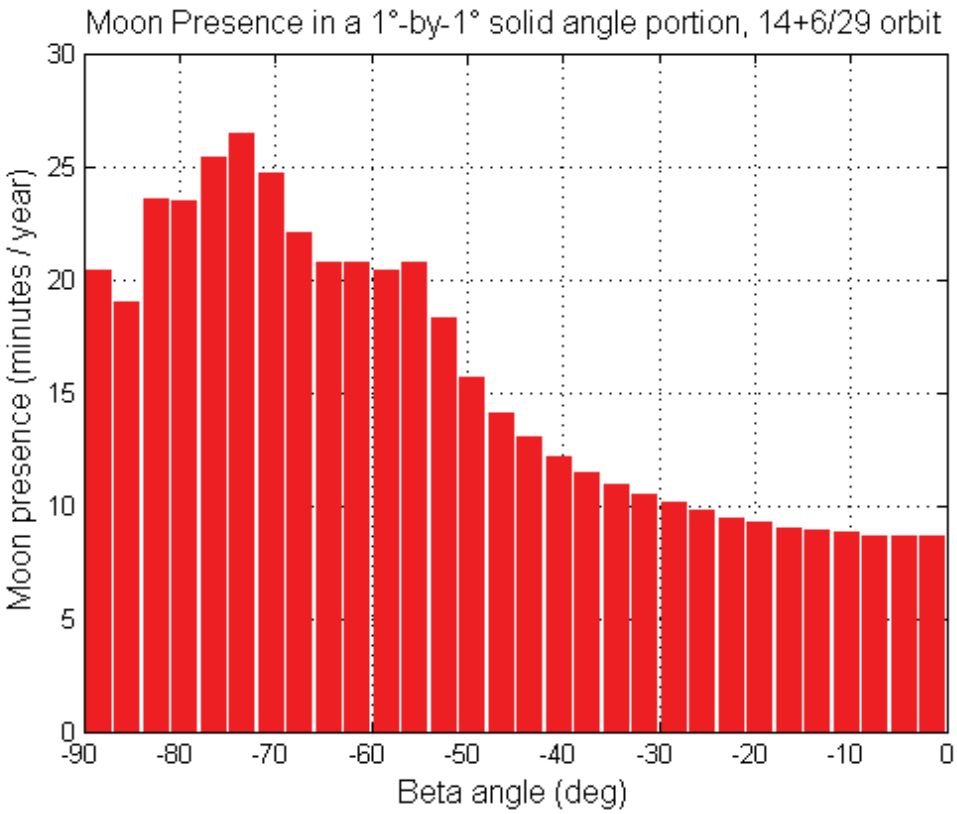


Fig. 3-58: Presenza della Luna determinata da *DEIMOS*

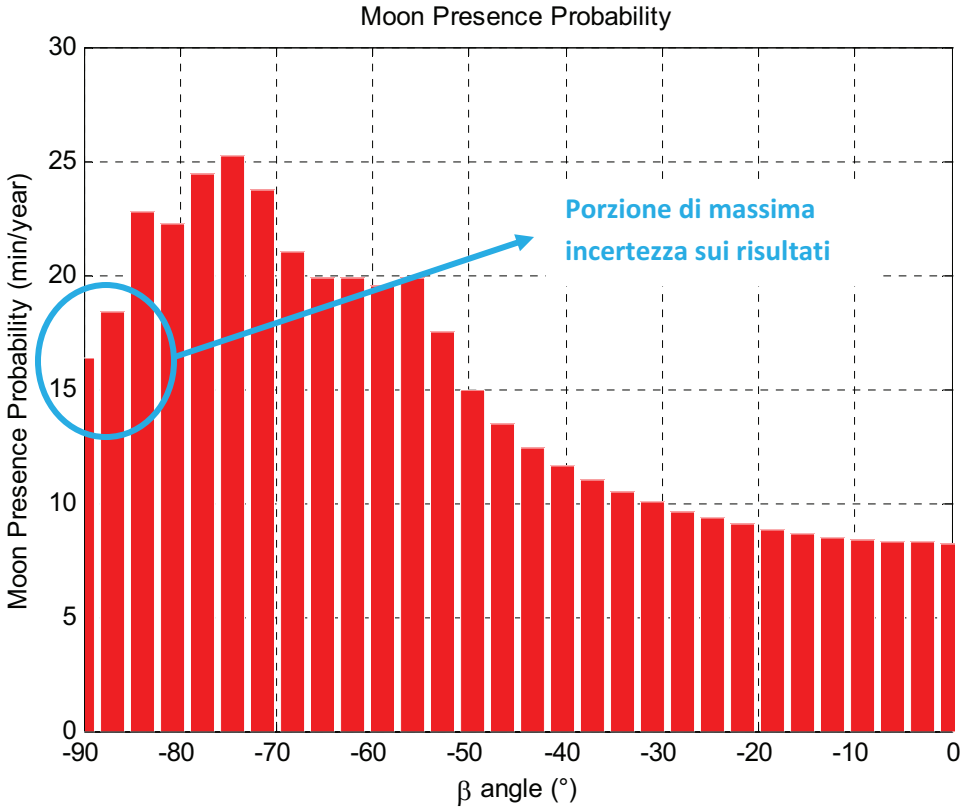


Fig. 3-59: Presenza della Luna ottenuta tramite il *software* sviluppato

Come si può notare dalla Fig. 3-59, è presente un certo errore nei calcoli legato a valori di β prossimi a 90°, causato più che altro da rumore numerico che si genera intorno a questo valore. Considerando, però, una scala che è funzione dei minuti spesi dalla Luna in quella porzione di cielo in un anno, e considerando l'errore quantificabile in circa 5 minuti su 7 anni, l'accuratezza è stata ritenuta soddisfacente.

In **Fig. 3-60** e Fig. 3-61 si è mostrata, invece, la mappa in funzione di elevazione ed azimuth sulla quale si basa la definizione della direzione di puntamento dell'antenna. I risultati sono quasi del tutto coincidenti, a parte le variazioni indicate precedentemente per quanto riguarda la Fig. 3-59, in quanto questo grafico deriva direttamente dal precedente.

Da quanto visto è stato possibile avere una serie di *test* che esulassero dallo studio di parametri orbitali e che permettessero di testare gli algoritmi di calcolo geometrico sviluppati. Da quanto visto in queste prove è possibile affermare che il funzionamento della parte di *software* inerente ad essi fosse stabile e soprattutto garantisse risultati attendibili (seppure con qualche approssimazione che può essere ritenuta trascurabile).

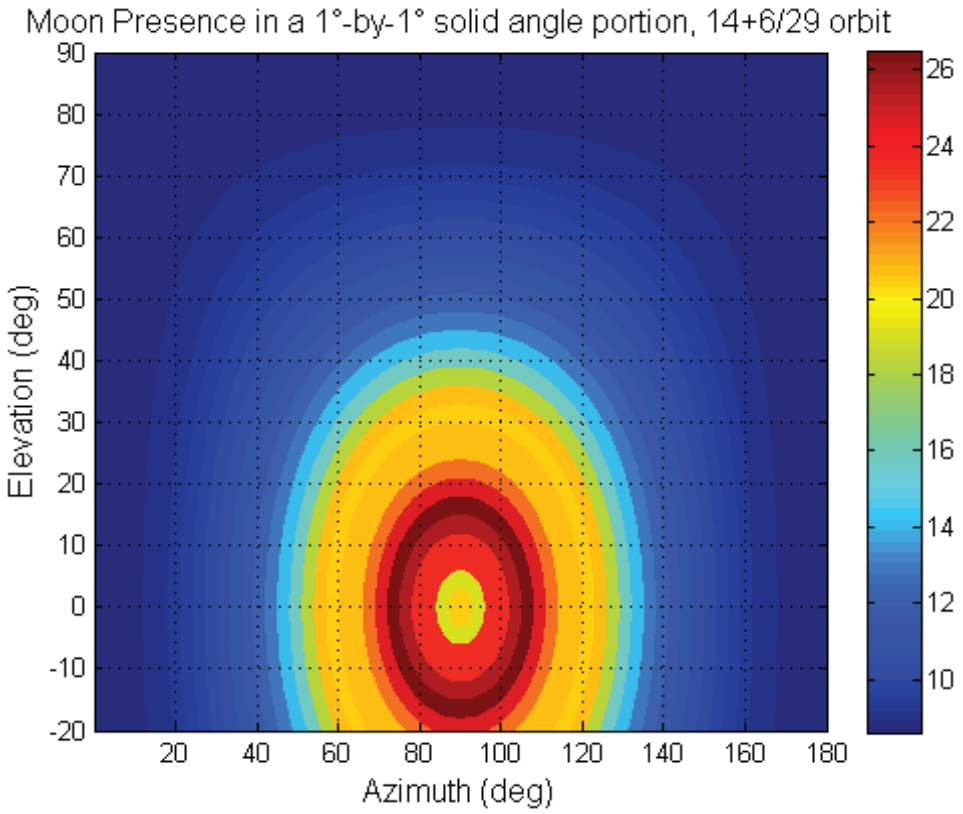


Fig. 3-60: Mappa in funzione di elevazione ed azimuth ottenuta da *DEIMOS*

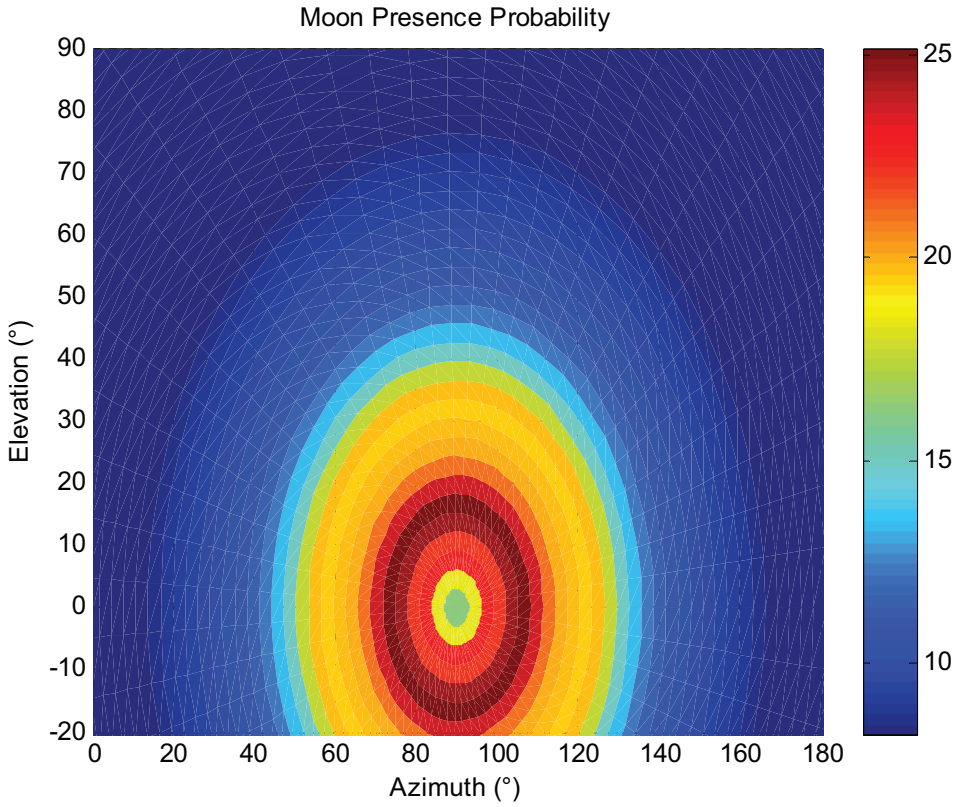


Fig. 3-61: Mappa in funzione di elevazione ed azimuth ottenuta tramite il *software* sviluppato

3.10.2.4. *Test case* orbitale partendo dal *β angle* medio

Dopo aver introdotto la grandezza in precedenza definita come *β angle* medio, è possibile sfruttarla non solo per validare la parte del codice inerente i calcoli geometrici medi (visti nel **paragrafo 3.8.1**), ma può essere molto utile a definire un ulteriore verifica per la propagazione del satellite.

Nel caso di orbita eliosincrona è chiaro, infatti, che cambiando soltanto la data iniziale della missione, a parità di orario locale sul nodo ascendente (**LTAN** = 21:30) e quindi a parità di orbita, non si devono avere variazioni per quanto riguarda l'andamento della funzione che descrive il *β angle* rispetto al Sole e della sua media, ma semplicemente il punto iniziale della funzione stessa.

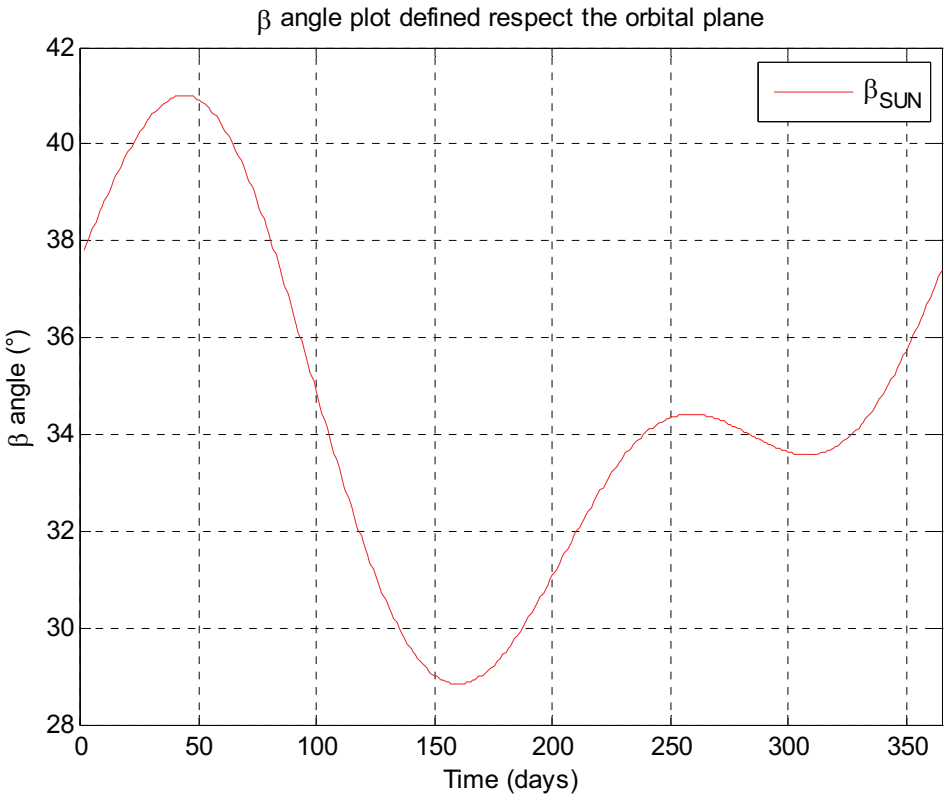


Fig. 3-62: Andamento del *β angle* medio per una data iniziale pari al 01 Gen 2018 00:00:00 ed *LTAN* = 21:30

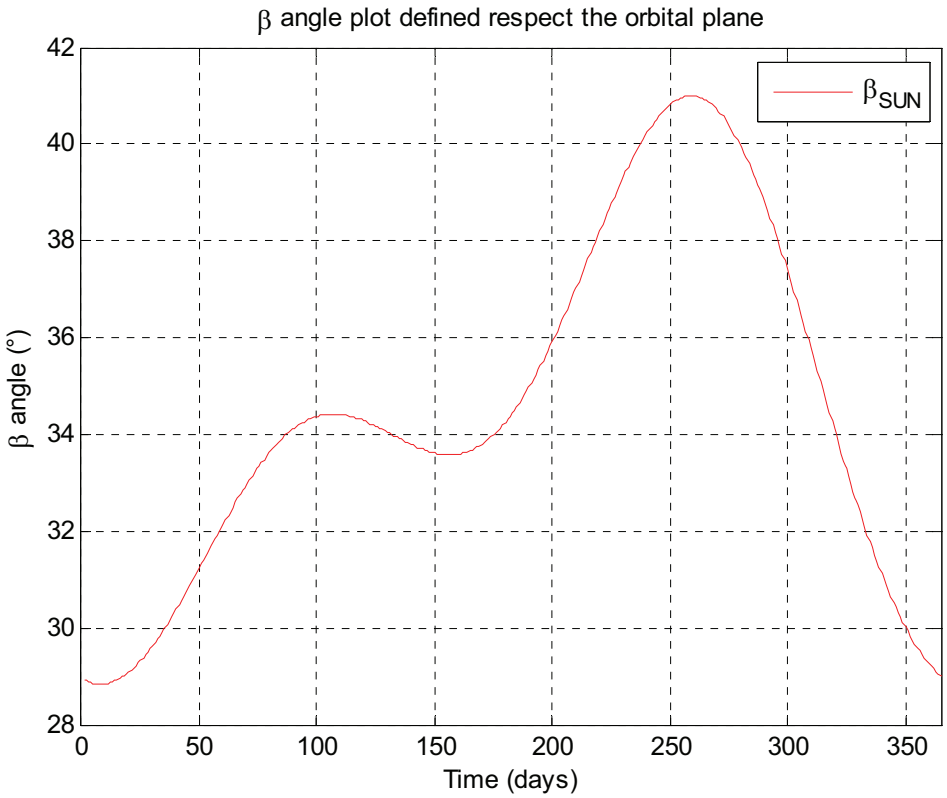


Fig. 3-63: Andamento del *β angle* medio per una data iniziale pari al 01 Giu 2018 00:00:00 ed *LTAN* = 21:30

Nelle **Fig. 3-62** e **Fig. 3-63** viene proprio mostrato quest'aspetto, confrontando l'andamento della funzione nel caso di due differenti date iniziali, sfasate tra loro di 6 mesi. Quello che si nota è che nel secondo caso il punto iniziale è spostato in avanti sulla funzione, ma l'andamento è praticamente identico per entrambe.

Qualora si cambiasse l'orario sul nodo ascendente a parità di data iniziale il discorso non sarebbe più valido, in quanto cambierebbe totalmente il tipo di orbita e quindi anche l'angolo che il suo piano orbitale forma rispetto alla posizione del Sole nell'arco dell'anno. Nella **Fig. 3-64** si evince quanto detto, considerando un orario sul nodo ascendente pari alle 9:30.

Confrontando l'andamento di questa funzione con quella in **Fig. 3-62** (anch'essa definita rispetto ad una data iniziale pari al primo gennaio) si nota che con una variazione riferita ad **LTAN** i risultati sono completamente diversi.

Questo *test* ha mostrato sia il corretto funzionamento del propagatore sia l'affidabilità e la stabilità delle *routines* relative ai calcoli geometrici.

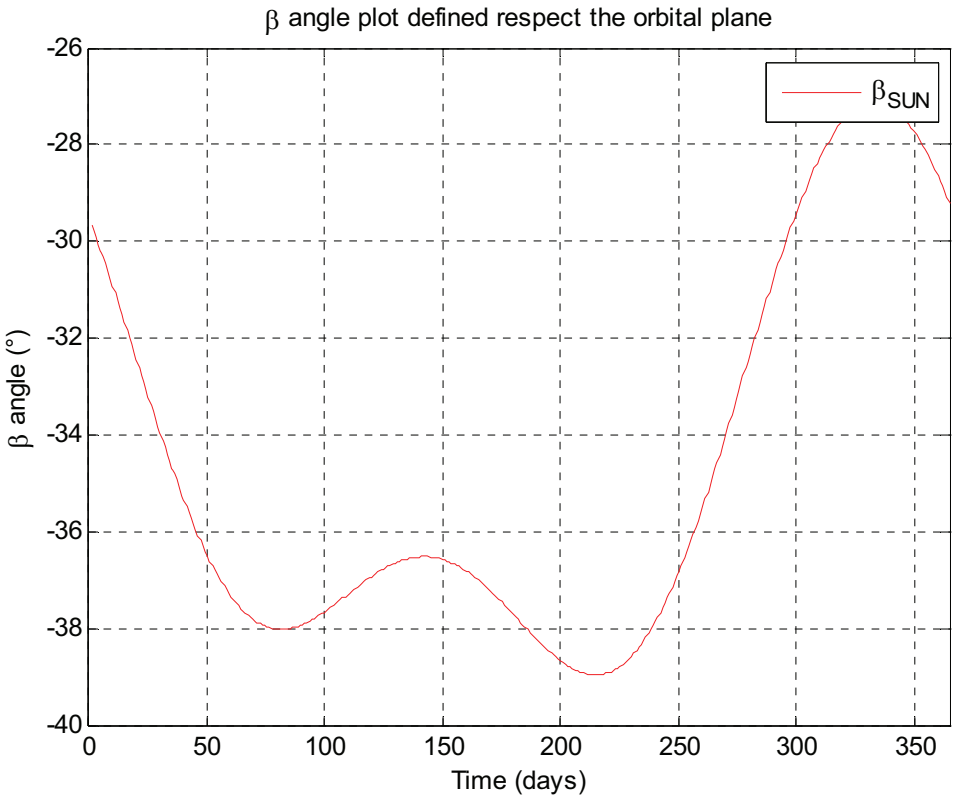


Fig. 3-64: Andamento del *β angle* medio per una data iniziale pari al 01 Gen 2018 00:00:00 ed *LTAN* = 9:30

3.10.3. *Test case* sulle antenne

In questa parte si vogliono prendere in considerazione i risultati derivanti da uno studio centrato sull'antenna a bordo del satellite per verificare che effettivamente i calcoli fatti siano corretti. In questo caso non si hanno *test cases* a disposizione come nel caso precedente, ma è necessaria un'attenta valutazione dei risultati ottenuti. Per fare questo si studiano casi per i quali i risultati sono facilmente calcolabili.

3.10.3.1. Antenna orientata lungo il vettore h

É possibile legare tramite la facile relazione **(3-12)** mostrata a seguire il *β angle* medio con quello reale.

$$Real\ \beta = 90° + Mean\ \beta \qquad \textbf{(3-12)}$$

Si può, quindi, prevedere un test che dimostri quanto teorizzato, ponendo un'antenna sul satellite orientata come il vettore quantità di moto e calcolando l'angolo tra essa ed il Sole. La funzione avrà lo stesso andamento rispetto al calcolo medio, soltanto sarà traslata verso l'alto esattamente di 90°, come si può vedere da **Fig. 3-65** e **Fig. 3-66**.

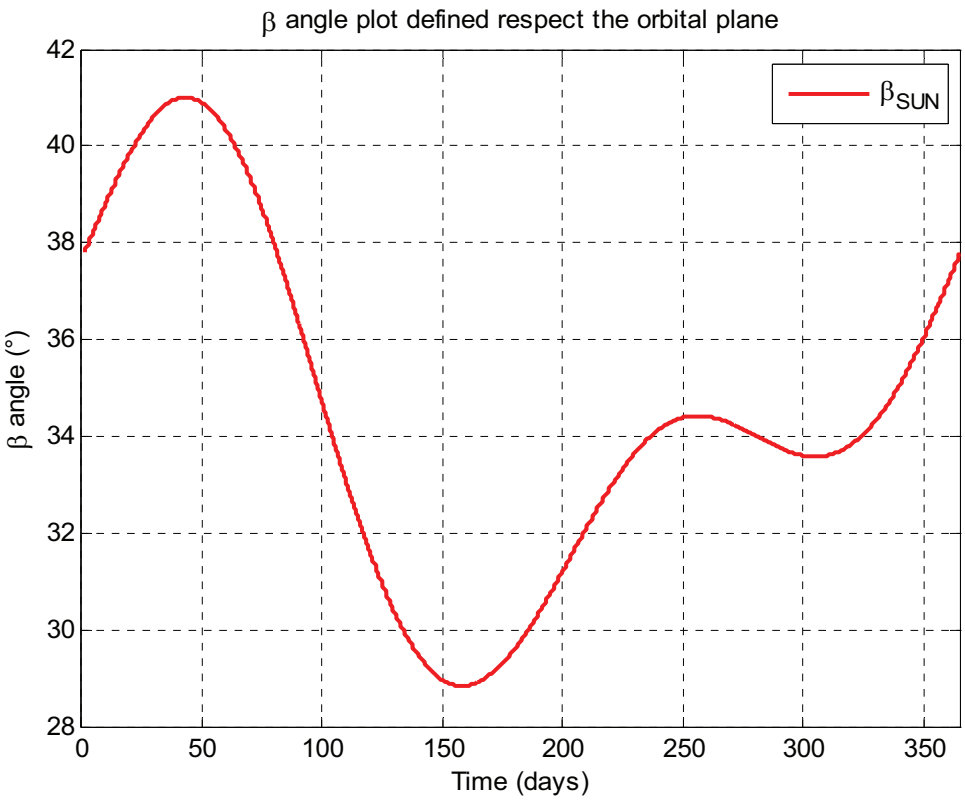


Fig. 3-65: Rappresentazione del *β angle* medio rispetto al Sole

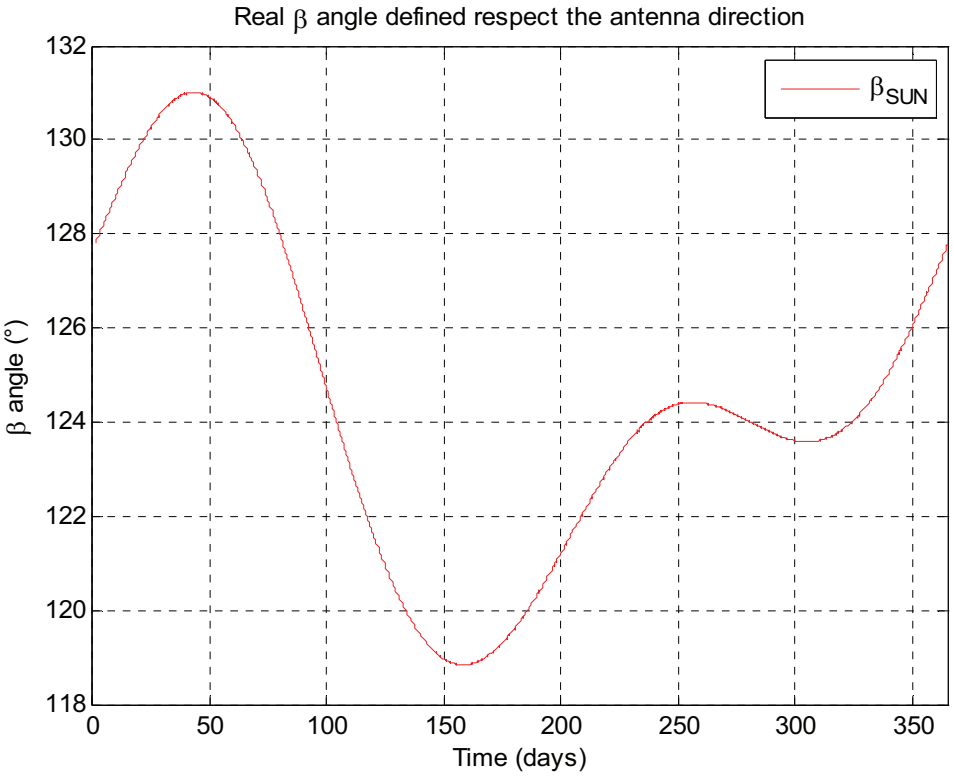


Fig. 3-66: Rappresentazione del *β angle* reale rispetto al Sole

Dalla **Fig. 3-67**, ottenuta tramite uno *zoom* della funzione vista in **Fig. 3-66**, e dalla **Fig. 3-68** è possibile osservare un'importante fenomeno.

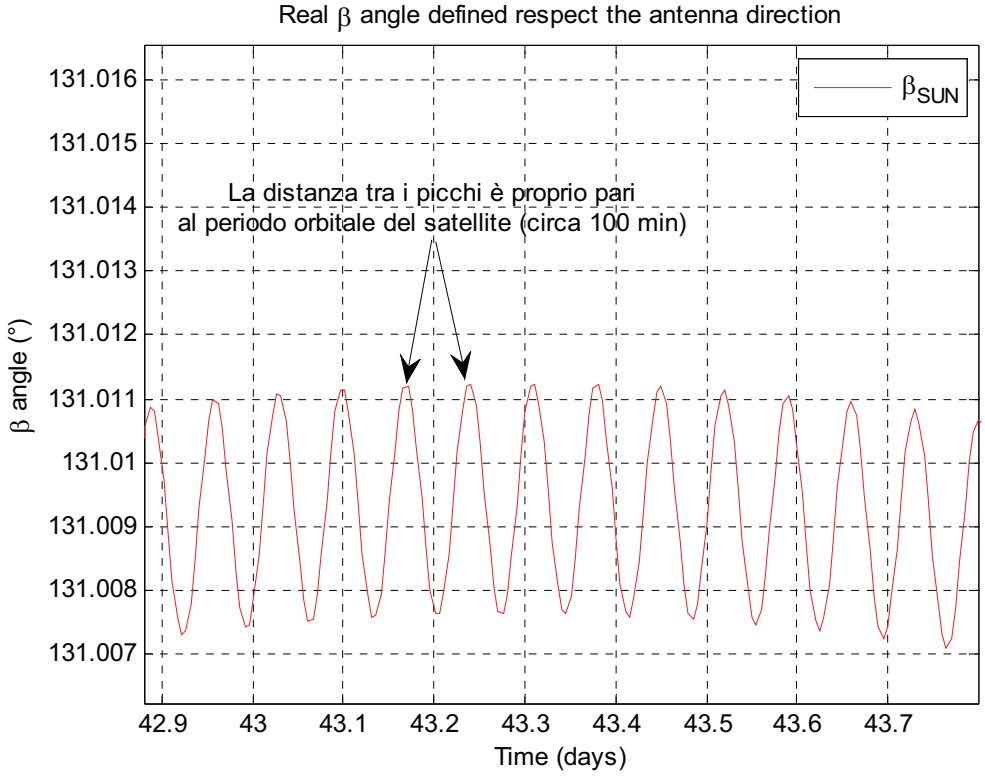


Fig. 3-67: *Zoom* dei risultati riferiti al *β angle* reale

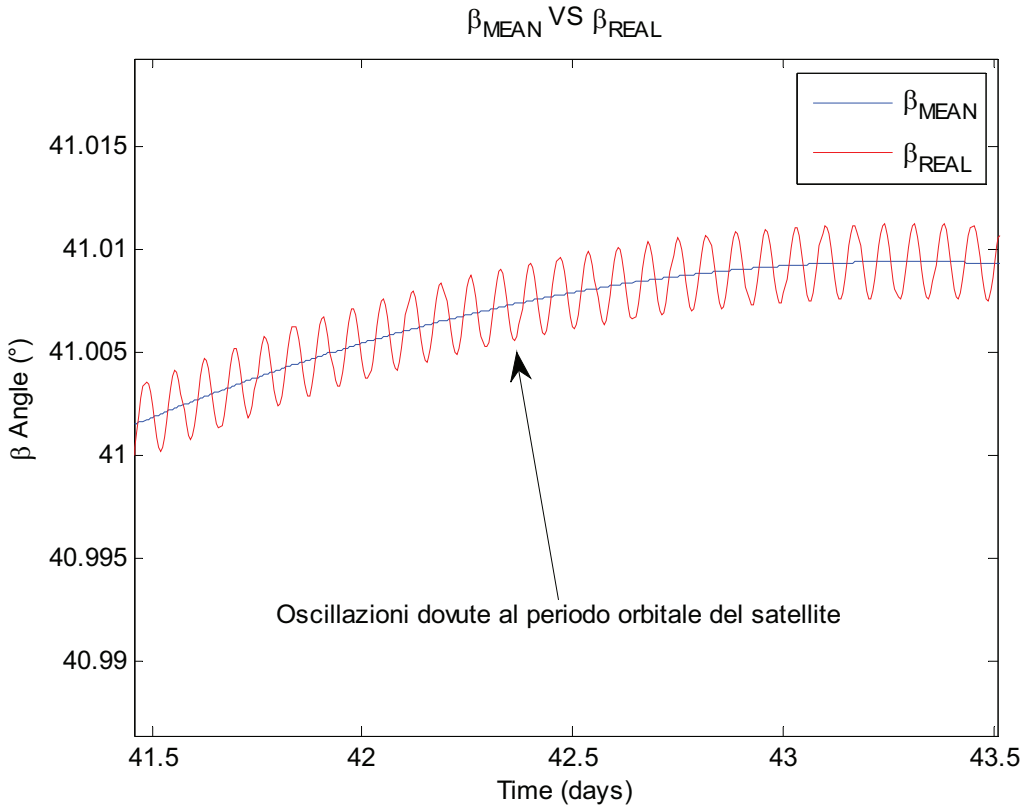


Fig. 3-68: Confronto degli andamenti dei risultati ottenuti per il Sole

Il β calcolato ponendosi lungo il *boresight* dell'antenna è caratterizzato da un'oscillazione sinusoidale intorno al valor medio che viene calcolato ponendo l'antenna al centro della Terra diretta lungo **h**. E' lecito aspettarsi risultati del genere in quanto le oscillazioni osservate non dipendono da alcun tipo di problema di interpolazione (vedi **appendice 1**), ma sono semplicemente legate alla fisica del problema e sono date dalla variazione di posizione del satellite lungo la sua orbita. Quanto detto è semplicemente verificabile andando a considerare l'ascissa relativa a due picchi successivi, pari praticamente al periodo orbitale del satellite considerato.

Si può dimostrare che quanto appena detto per il Sole, è valido anche per quel che riguarda l'osservazione della Luna. Per questo motivo si procede come fatto in precedenza per il Sole, cioè si confrontano gli andamenti dei due risultati sottraendo 90° al β calcolato rispetto alla direzione dell'antenna. Come prima, quindi, si ingrandisce la funzione e si vanno a valutare le differenze tra le ascisse relative ai vari picchi (vedi e **Fig. 3-69** e **Fig. 3-70**).

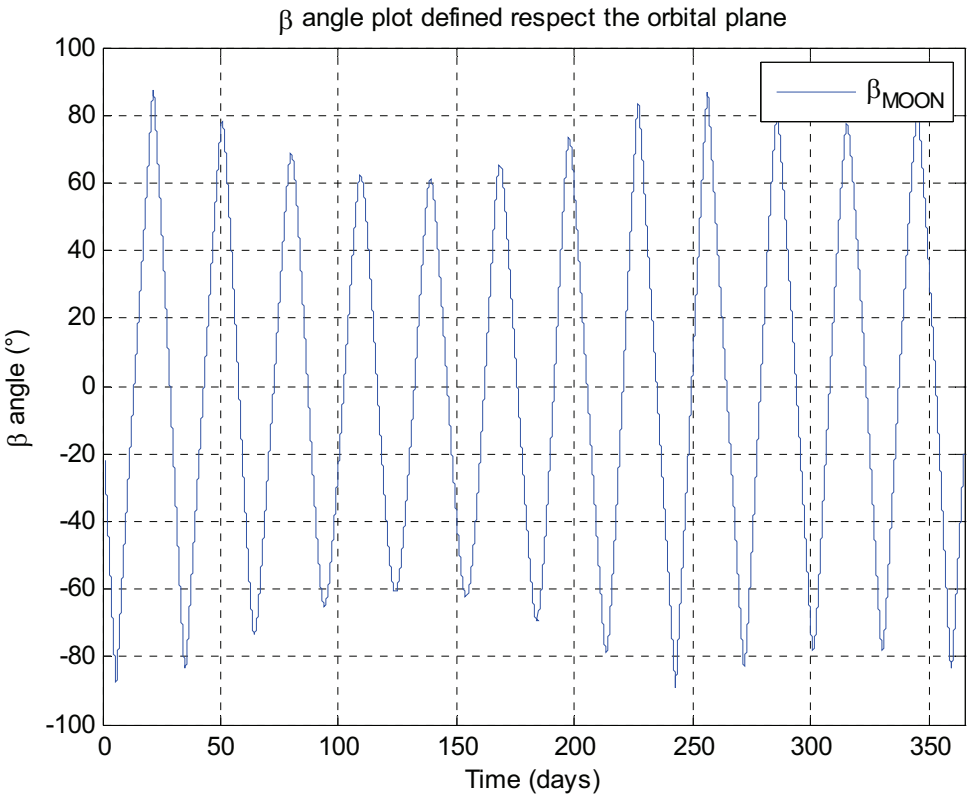


Fig. 3-69: Rappresentazione del *β angle* medio rispetto alla Luna

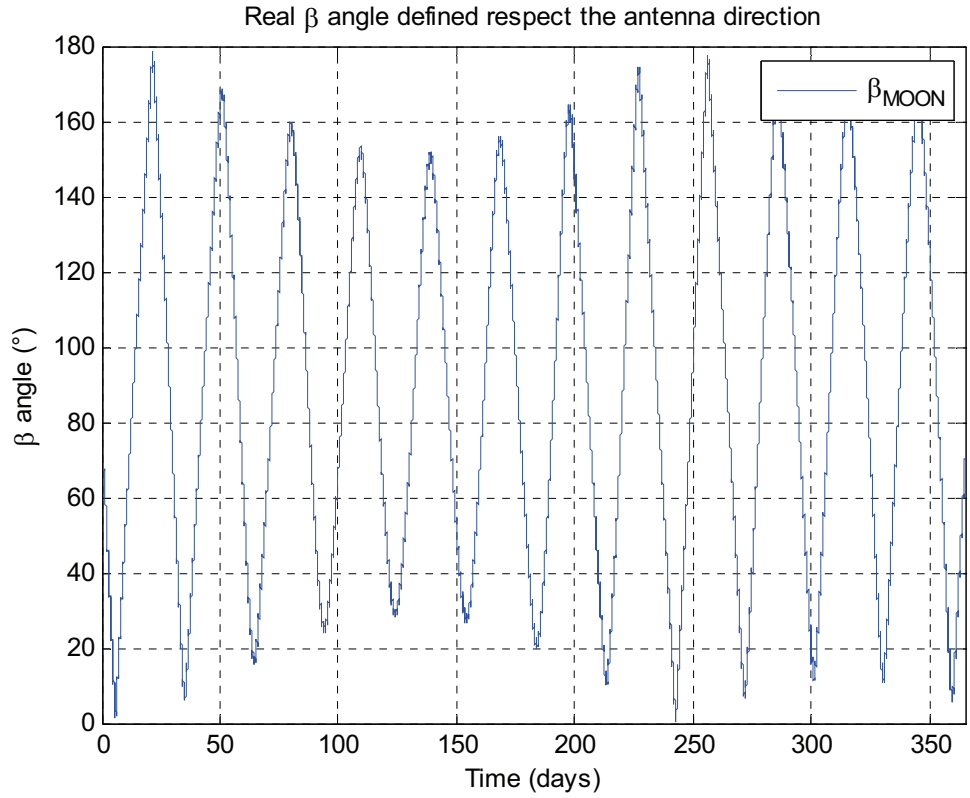


Fig. 3-70: Rappresentazione del *β angle* reale rispetto alla Luna

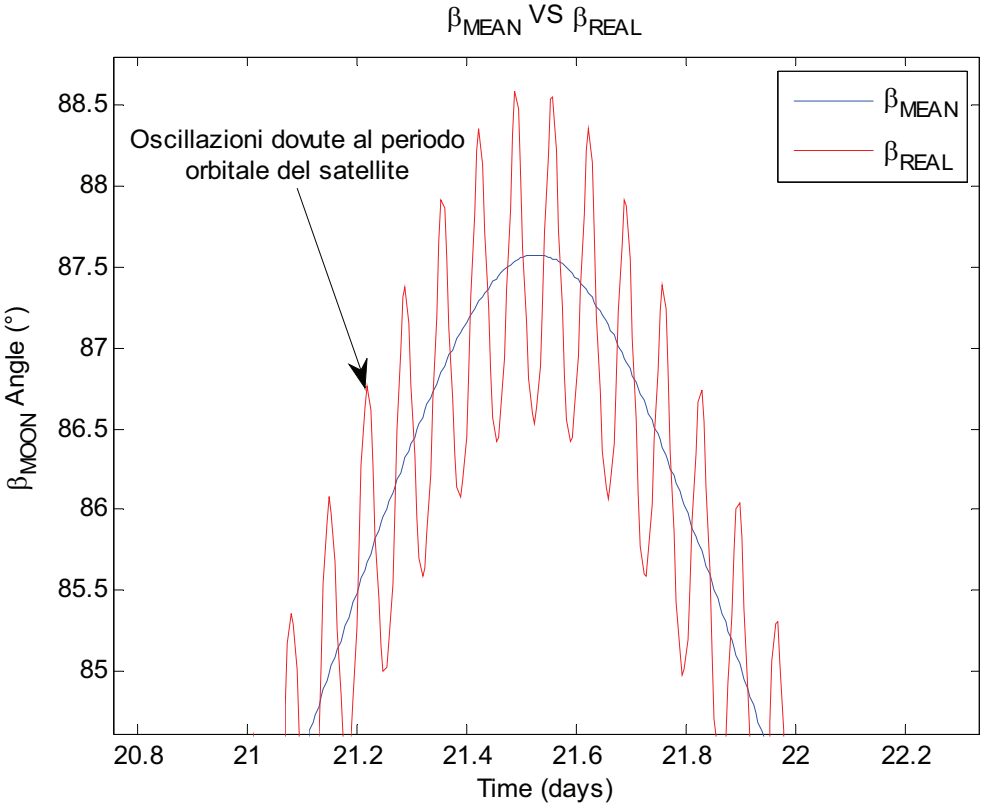


Fig. 3-71: Confronto degli andamenti dei risultati ottenuti per la Luna

Il discorso fatto precedentemente è praticamente lo stesso anche in questo caso, dove si può notare che le oscillazioni hanno un periodo uguale al periodo orbitale del satellite e quindi le variazioni riscontrate nel calcolo dell'angolo sono dovute allo spostamento del satellite lungo la sua orbita. Si può vedere tutto questo in **Fig. 3-71**.

Un'osservazione più attenta di questi risultati riferiti all'analisi delle antenne nel caso reale, evidenzia un altro importante fattore che fornisce almeno due ulteriori verifiche: la prima permette di capire che il metodo di analisi tramite le *SPICE* è corretto. Infatti, facendo un ingrandimento dei risultati riferiti al calcolo reale, è stato possibile cogliere delle oscillazioni sull'andamento della funzione, praticamente generate dal fatto che si è in un riferimento antenna, centrato sul satellite e quindi influenzato dal suo periodo orbitale. La seconda,. invece, è riferita al fatto che, a meno di 90° dovuti alla misurazione di due angoli tra loro complementari, l'analisi reale rispetta l'andamento medio calcolato e verificato in precedenza.

3.10.3.2. Antenna nadirale

Come ulteriore verifica relativa alle misurazioni effettuate, si può considerare un'antenna puntata lungo l'asse -Z del riferimento orbitante. Considerando che il verso

positivo di questo asse è uscente, in questo caso l'antenna è puntata lungo la congiungente tra il satellite ed il centro della Terra. Da calcoli analitici approssimati, è stato possibile definire il *range* di variazione dell'angolo β tra l'antenna ed il Sole. Si è studiata la massima variazione di questo angolo durante il periodo orbitale del satellite in un caso che potesse essere dedotto analiticamente in maniera abbastanza agevole, vale a dire all'equinozio di primavera (20 marzo del 2018 alle 16:16:00).

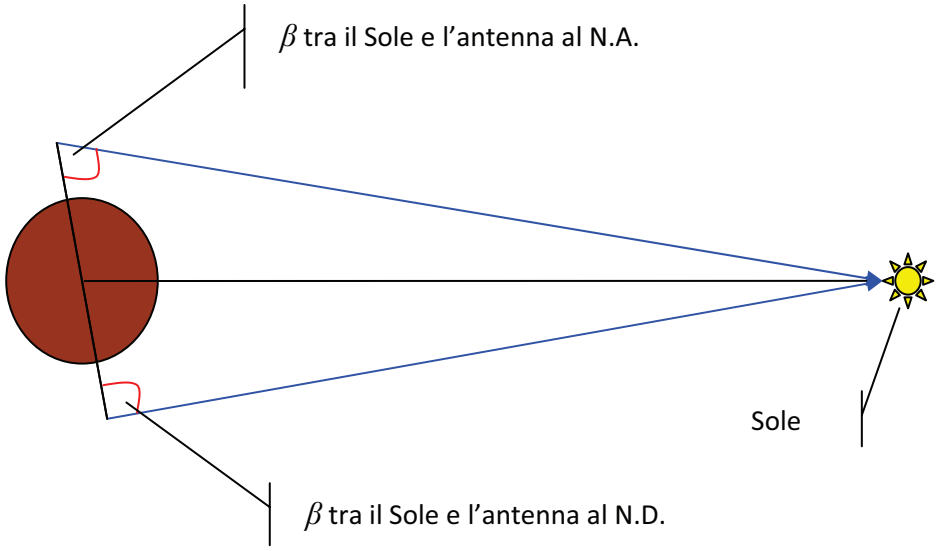


Fig. 3-72: Calcolo analitico effettuato per una singola orbita il 20 marzo 2018 alle 11:44:00

Da semplici relazioni trigonometriche deducibili dalla rappresentazione di **Fig. 3-72**, conoscendo la distanza Terra – Sole pari a 1 UA e ricavando gli altri lati ed angoli dei due triangoli rettangoli che si sono formati sfruttando il valore noto dell'inclinazione dell'orbita, è stato possibile determinare il β massimo ed il β minimo, quindi gli estremi dell'intervallo atteso di variazione.

Il *range* di variazione di quest'angolo su di un'orbita, sarà quindi:

$$37° \leq \beta \leq 143°$$

I risultati analitici sono stati confermati dai calcoli sviluppati tramite il *software*, come si può vedere in **Fig. 3-73** mostrata a seguire.

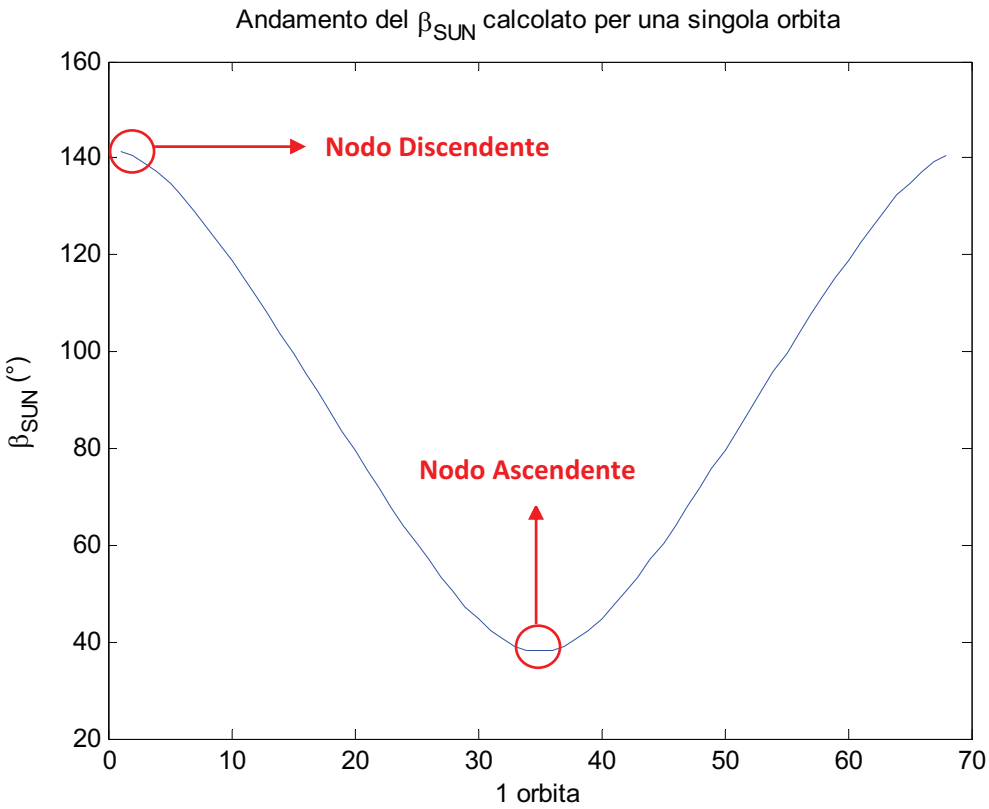


Fig. 3-73: Andamento del *β* rispetto al Sole su di una singola orbita il 20 marzo 2018 alle 16:15:00

La schematizzazione in una geometria bidimensionale è permessa dal favorevole allineamento relativo all'equinozio di primavera, data alla quale l'angolo tra il Sole ed il piano orbitale è all'incirca pari a **Ω.** Essendo nulla l'ascensione retta del Sole e l'orbita quasi polare, l'inizio dell'analisi su di un periodo orbitale al nodo discendente, è giustificata dal fatto che il satellite ha compiuto in tale data alla tale ora un numero di orbite pari a 11016.5. Questo valore è facilmente determinato dividendo per il periodo orbitale il tempo trascorso tra la data di inizio della missione *Post – EPS* e quella relativa all'equinozio di primavera del 2018.

$$JD_{PEPS\text{-}Start} = 56836866.183922 \qquad (01\ JAN\ 2018\ 00{:}00{:}00)$$

$$JD_{equinox} = 574818306.185605 \qquad (01\ MAR\ 2018\ 16{:}15{:}00)$$

$$N_{orbite} = \frac{JD_{PEPS-Start} - JD_{equinox}}{T} = 11016.5$$

Per quanto detto in precedenza, in accordo con la **Fig. 3-73**, si determinano i seguenti valori sperimentali dell'angolo *β*:

$$\beta_{NA} = 38.8°$$
$$\beta_{ND} = 141.5°$$

Concludendo, si può affermare con sicurezza che il *software* fornisce risultati attendibili per quanto concerne la determinazione di grandezze geometriche inevitabilmente legate alla dinamica del satellite e ad una direzione prescelta.

3.10.3.3. Verifica della rotazione dell'antenna

Come si è visto nel **capitolo 1**, la *Main Antenna* è un'antenna dedicata all'osservazione della Terra e quindi ruota generando una certa *swath*. Nello sviluppo del *software* è stato necessario tener conto della possibilità che un'antenna possa avere una direzione di puntamento che spazza un certo angolo dovuto alla sua rotazione.

Una volta verificato tramite i *test* precedenti che i risultati riferiti all'analisi orbitale in funzione delle grandezze viste sono attendibili, l'interesse è spostato all'osservazione della rotazione dell'antenna intorno all'asse **Z**. In questo *test* la rotazione è stata schematizzata tramite tre diversi valori dell'azimuth, e cioè -20°, 0° e 20°.

Come si può notare dalla **Fig. 3-74** mostrata a seguire, le funzioni rappresentate sono effettivamente sfasate l'una dall'altra di 20°, come in generale era giusto aspettarsi.

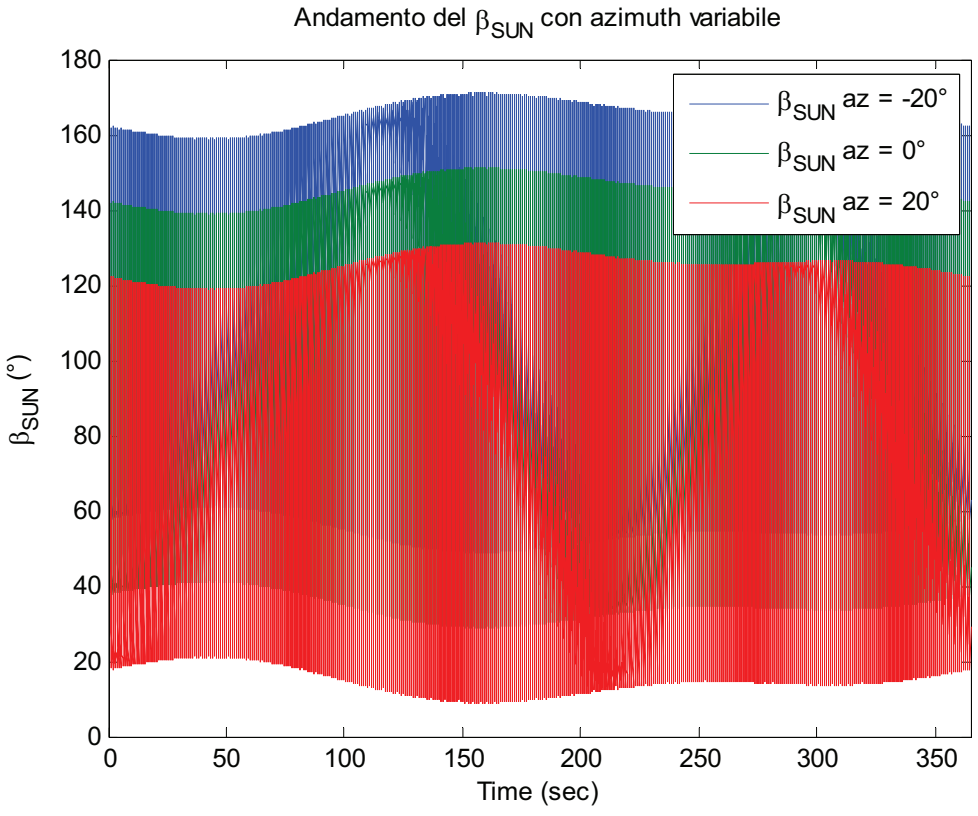


Fig. 3-74: Andamento del β in caso di rotazione dell'antenna approssimata a 3 punti

Quanto visto fino a questo punto permette di affermare che è possibile sfruttare il programma anche per quanto riguarda un'antenna in grado di ruotare. Anche se sarebbe stato possibile rappresentare la rotazione tramite un maggior numero di *step,* si è preferito sfruttare un numero piccolo di angoli di interesse per non aumentare troppo il tempo di calcolo.

3.10.3.4. Angolo dell'antenna rispetto alla Terra

Come si evince dalla trattazione sviluppata precedentemente (vedi **paragrafo 3.8.4.2**), l'angolo in questione dovrebbe essere pressoché costante lungo la missione, una volta che per l'antenna si è fissata l'elevazione.

In generale è possibile calcolarlo sfruttando sia la quota (che è fissata) oppure considerando il modulo del vettore posizione, come si è visto nel **capitolo 2**. Per verificare il *software*, il calcolo è stato fatto in entrambi i casi con i risultati che si mostrano in **Fig. 3-75** e **Fig. 3-76**. Si considera in questo caso un'antenna con la seguente orientazione (presa rispetto all'asse **Y** del riferimento orbitante):

azimuth = 90° *elevazione* = 80°

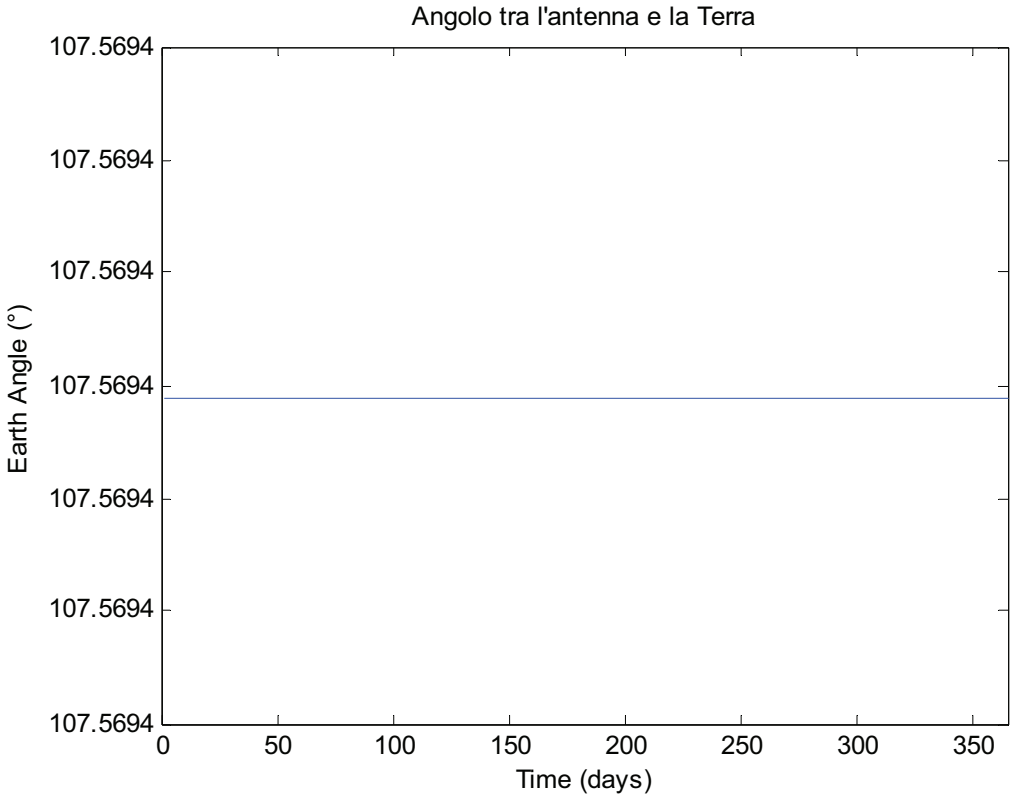


Fig. 3-75: Calcolo dell'angolo tra la direzione dell'antenna e la Terra sfruttando la quota fissata

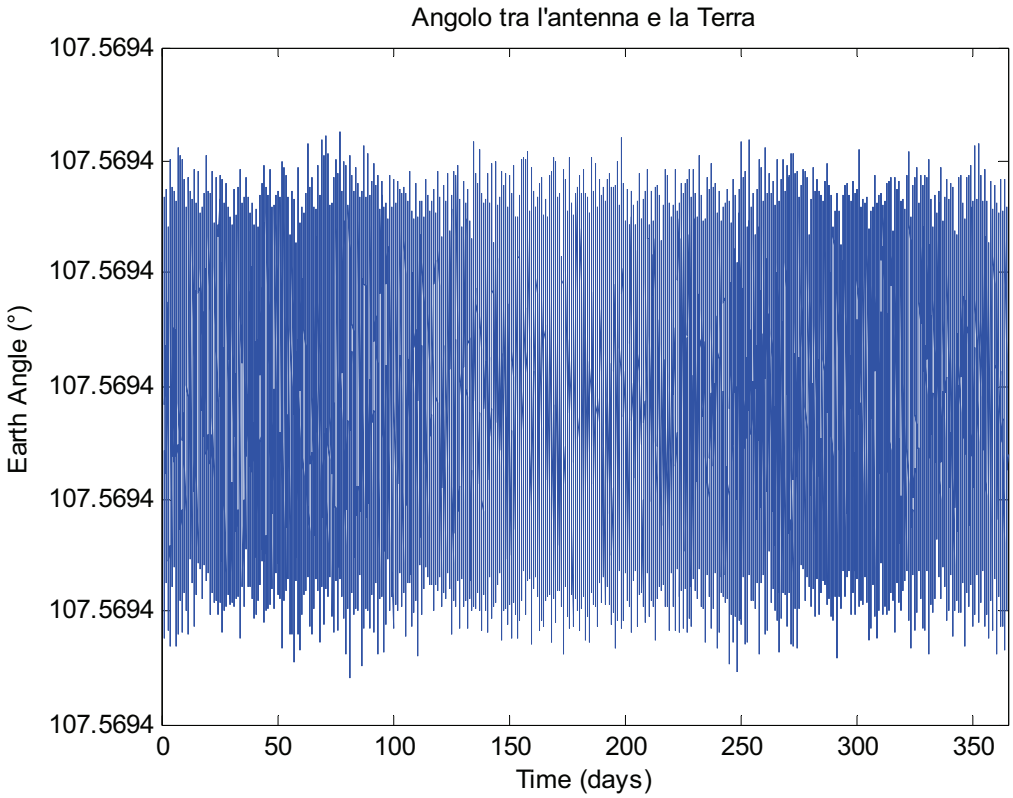


Fig. 3-76: Calcolo dell'angolo tra la direzione dell'antenna e la Terra sfruttando il vettore posizione

Come atteso, questo angolo presenta un andamento costante per tutta la durata della missione in entrambi i casi, ed è lecito aspettarsi questo risultato in quanto non ci si aspetta che vari l'orientazione dell'antenna rispetto alla Terra nel tempo.

Per quanto riguarda il valore dell'angolo, poi, la sua verifica è presto fatta:

Earth_ Sky Angle = Elevazione rispetto al piano orbitale – Angolo di vista
Earth_ Sky Angle = 170° - 62°.5'
Earth_ Sky Angle = 107°.5'

In questo calcolo si considera un angolo di vista di 62°.5' e un'inclinazione dell'antenna rispetto al piano orbitale pari a 170° (finora l'inclinazione era stata definita pari a 80° rispetto all'asse **Y** del riferimento orbitante, uscente dal piano orbitale e quindi ruotata di 90° rispetto ad esso), l'angolo ricercato sarà pari alla differenza 170° - 62°.5' = 107°.5'.

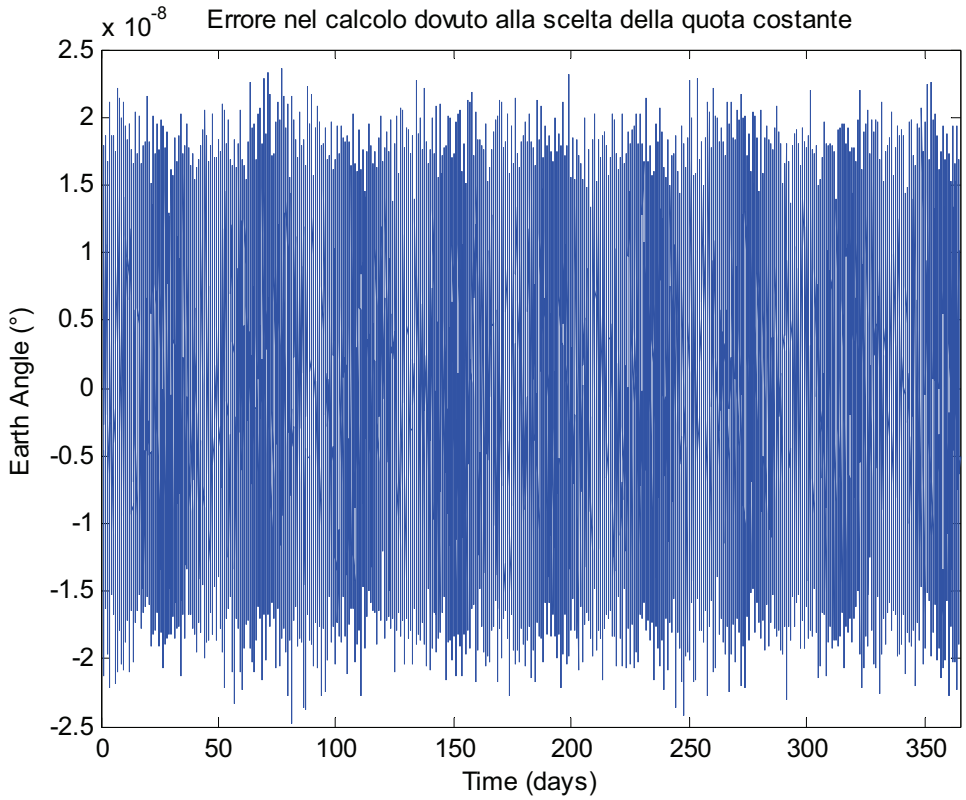


Fig. 3-77: Rappresentazione dell'errore sfruttando la quota al posto del modulo del vettore posizione

Come si può notare dalla **Fig. 3-77** mostrata, l'errore tra un metodo e un altro è minimo. Per questo motivo si è sfruttata la quota costante nei calcoli, ottenendo un aumento della velocità di calcolo, con la possibilità di avere un'ottima approssimazione.

3.11. *TEST CASE* RELATIVI AL *COVERAGE*

Come tutti gli altri aspetti del programma, anche per questo caso è stato necessario prevedere dei *test case* al fine di garantire una verifica dei risultati ottenuti. Per questo motivo si sono presi in considerazione due casi particolari, vale a dire la copertura garantita da un'antenna orientata in direzione nadirale e lo studio di un satellite geostazionario. Questi due casi sono risultati comodi in quanto è stato possibile avere dei termini di paragone per quel che concerne i risultati attesi.

3.11.1. *Coverage* con antenna in direzione nadirale

In questo caso si prende in considerazione un *test* necessario alla validazione della *routine* con cui si studia il problema del *coverage*. In pratica si considera un'antenna di osservazione puntata in direzione nadirale, vale a dire lungo la congiungente tra il satellite

e il centro della Terra, e si verifica che i punti di intersezione con la superficie terrestre determinati tramite le *routine SPICE* siano praticamente coincidenti con la *groundtrack*, semplicemente ottenuta tramite la conversione in termini di latitudine e longitudine delle coordinate in *ECEF* del satellite.

É chiaro che, una volta appurato che la propagazione analitica è giusta, la traccia del satellite sulla superficie terrestre viene assunta come termine di paragone per verificare l'attendibilità dei risultati inerenti il *coverage*.

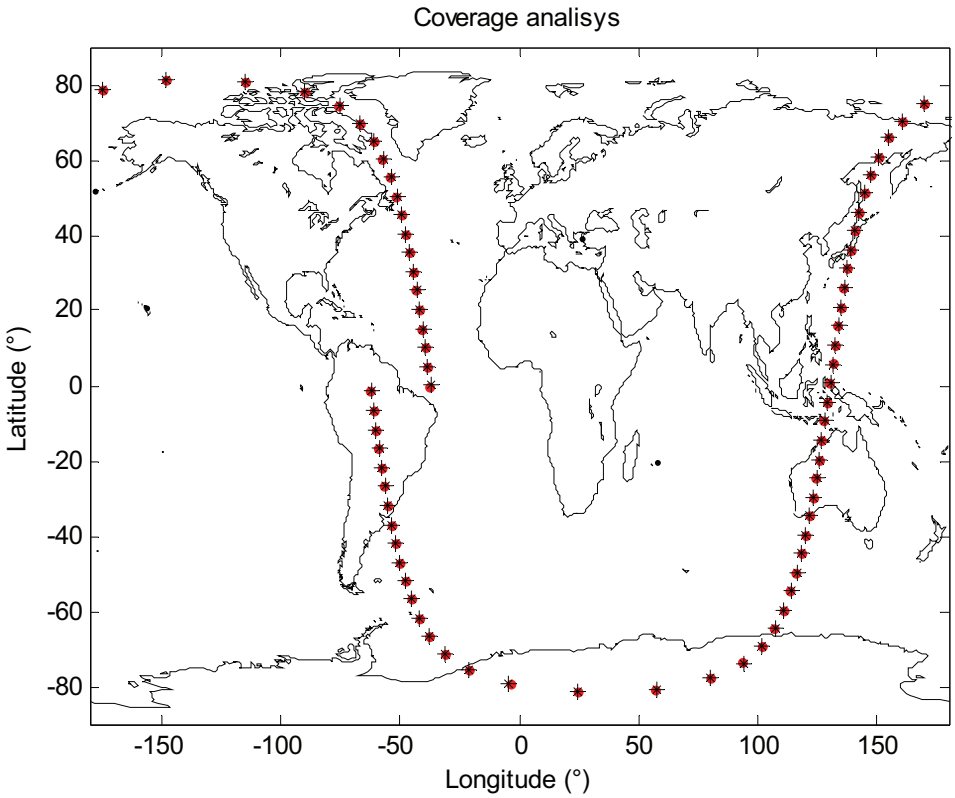


Fig. 3-78: Antenna nadirale. Confronto tra la traccia della direzione di puntamento e la *groundtrack*. In rosso la traccia a terra, in nero i punti di intersezione rispetto alla superficie terrestre

Come si può vedere da **Fig. 3-78**, considerando la *groundtrack* rappresentata tramite i punti rossi, e quelli di intersezione tramite gli asterischi neri, i risultati sono quasi del tutto coincidenti. Successivamente in **Fig. 3-79** e **Fig. 3-80** si esaminano le differenze vere e proprie in termini di latitudine e longitudine che si sono calcolate.

Lo scostamento che si riscontra tra i valori studiati, è dovuto alla differenza del modello utilizzato per descrivere la Terra, nel caso analitico trattata come una sfera, mentre per quel che riguarda le *SPICE* questo pianeta viene trattato come un ellissoide.

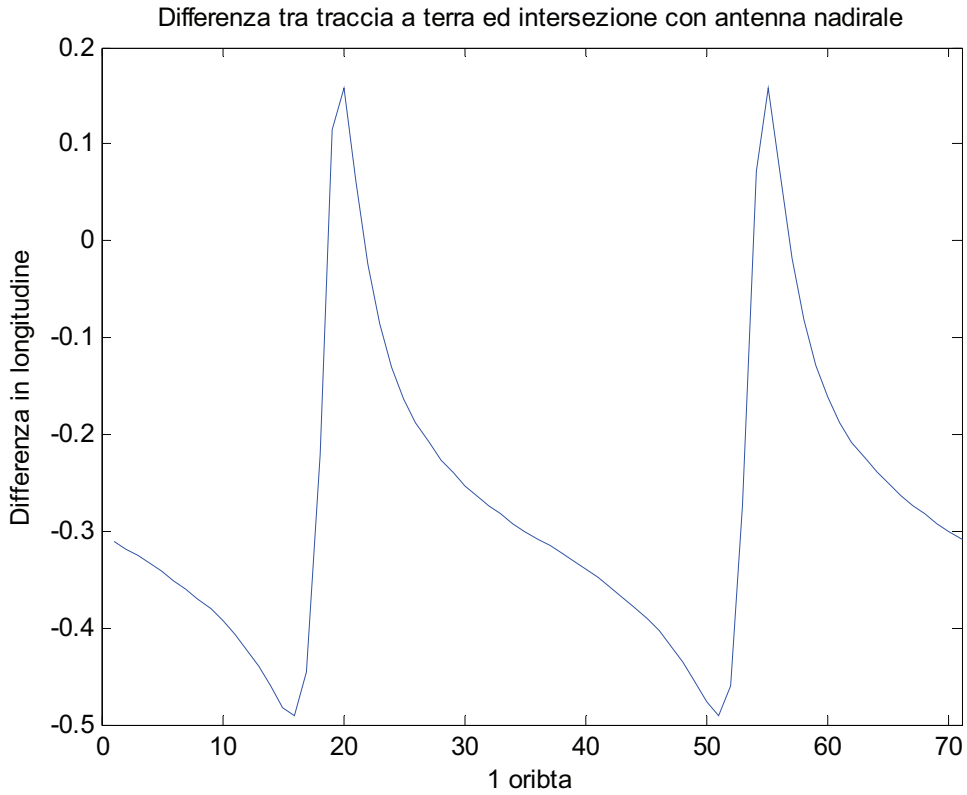


Fig. 3-79: Differenza in termini di longitudine tra la traccia a terra e le intersezioni ricavate per il puntamento

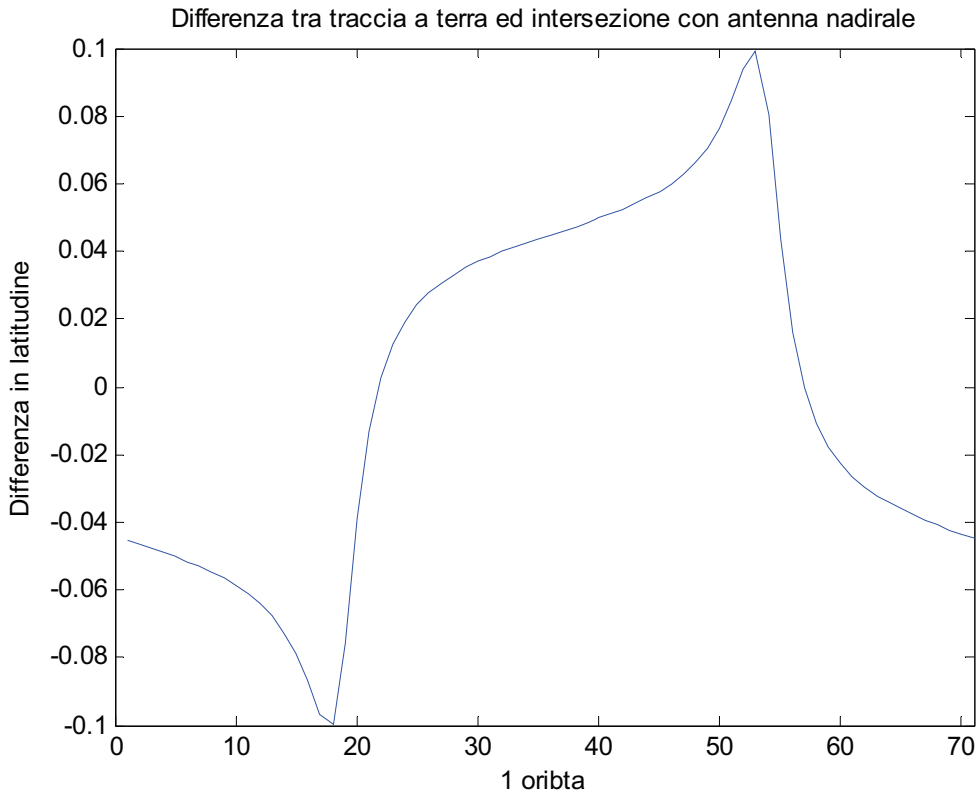


Fig. 3-80: Differenza in termini di latitudine tra la traccia a terra e le intersezioni ricavate per il puntamento

É possibile capire quanto detto riferendosi alla **Fig. 3-81**, in cui si può assimilare la latitudine e la longitudine derivanti dalla *groundtrack*, quindi da un'ipotesi di Terra sferica, coincidenti con quanto calcolato in un sistema geocentrico. La determinazione dell'intersezione con la superficie avviene in un sistema di riferimento geodetico, con la conseguente variazione in termini di latitudine e longitudine.

Per quanto detto, inoltre, è normale aspettarsi una variazione in latitudine minore di quanto visto per la longitudine, risultato verificato dai grafici nelle **Fig. 3-79** e **Fig. 3-80**.

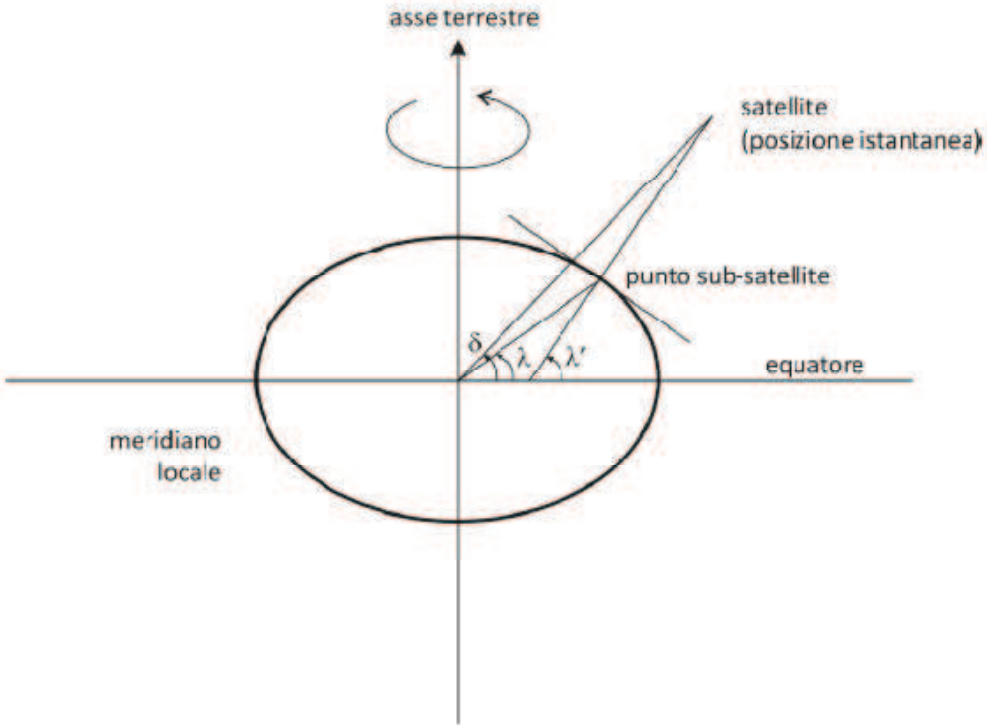


Fig. 3-81: Differenze tra la posizione istantanea del satellite e la determinazione del punto sub - satellite

Dall'analisi di questo caso si può vedere che l'algoritmo relativo al calcolo del *coverage* restituisce risultati in linea con quanto atteso.

3.11.2. *Coverage* di un satellite geostazionario

In questo caso si studia un satellite geostazionario in orbita intorno alla Terra e si verificano i risultati garantiti dalla *routine* sviluppata. Un'orbita del genere è circolare ed equatoriale, situata ad una altezza tale che il periodo di rivoluzione di un satellite che la percorre coincide con il periodo di rotazione della Terra. È un caso particolare di orbita geosincrona.

Quello che si prende in considerazione è l'*intertrack distance*, vale a dire la distanza percorsa dal satellite prima di ripassare sullo stesso punto. É possibile usare come

termine di paragone una grandezza del genere in quanto nel caso di orbita geostazionaria il suo valore è noto: in termini angolari la distanza tra due passaggi successivi sullo stesso punto deve essere proprio pari a 360°, mentre questo stesso valore espresso in chilometri deve restituire proprio la circonferenza equatoriale terrestre. É facile verificare quanto detto, in quanto il satellite prima di ripassare sullo stesso punto deve compiere un giro completo intorno all'equatore, che tradotto in termini angolari vuol dire che ha percorso 360°, mentre in chilometri avrà percorso un'intera circonferenza, di raggio pari a quello terrestre calcolato all'equatore.

A questo punto, quindi, è bene esaminare le caratteristiche peculiari di quest'orbita ed i risultati restituiti dal *software*.

- *Quota*: il valore di questo parametro è fissato proprio dal fatto che si parla di orbita geostazionaria. Il raggio dell'orbita è ottenuto direttamente tramite la Terza Legge di Keplero, ed il valore restituito è pari proprio a 42168 km. In realtà, il valore considerato per la quota è quest'ultimo a meno del raggio equatoriale terrestre, e cioè 6378.13649 km, in quanto come si vede in **Fig. 3-82** il valore del raggio è ottenuto partendo dal centro della Terra. Così facendo si considera la quota del satellite pari a 35790 km;

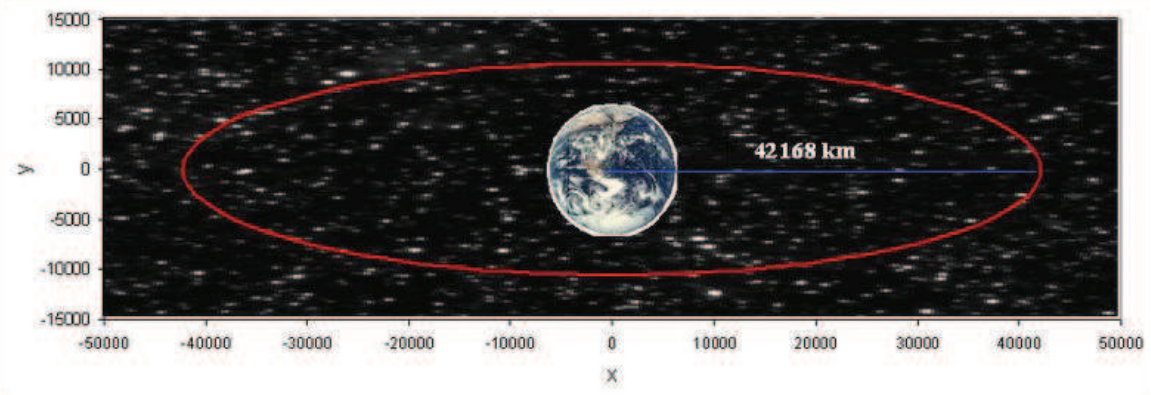


Fig. 3-82: Visualizzazione in scala di un'orbita geostazionaria

- *Inclinazione*: si è detto che quest'orbita è equatoriale, da cui l'inclinazione è praticamente pari a 0;
- *Eccentricità*: quest'orbita è circolare, da cui l'eccentricità è nulla.

Prendendo in esame questi valori caratteristici ed effettuando l'analisi di *coverage*, il *software* restituisce i risultati visibili in **Fig. 3-83**.

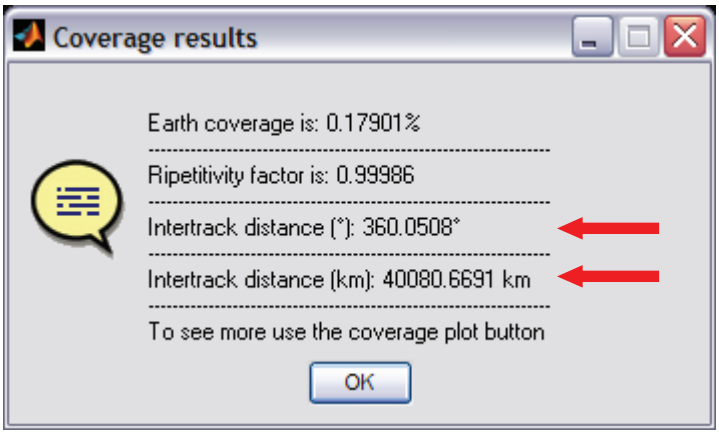


Fig. 3-83: Risultati inerenti l'analisi di *coverage* di un'orbita geostazionaria

Come si può vedere, per quanto riguarda l'*intertrack distance* in gradi, il risultato è di chiara lettura, in quanto il *software* restituisce direttamente quanto atteso. Il valore in chilometri, invece, necessita di una verifica tramite il calcolo della circonferenza equatoriale.

$$C_{equatoriale} = 2 * \pi * R_{eq} = 2 * 3.14 * 6378.13649 \text{ km} = 40055 \text{ km}$$

Per quanto visto, i risultati possono ritenersi pressoché corretti a meno di errori trascurabili.

CAPITOLO 4

ANALISI DEI RISULTATI

4.1. INTRODUZIONE

A questo punto della trattazione si ritiene opportuno dare una panoramica dei risultati, quindi assegnati i dati in ingresso, verranno seguite ed esplose, *step by step* le varie fasi dell'analisi di missione. A partire dalla propagazione, applicata alla configurazione di *Post – EPS*, si calcoleranno le effemeridi e la *groundtrack*, che come esposto nei precedenti capitoli rappresentano i mattoni primi per il proseguo dell'indagine proposta. Procedendo alla critica degli *output* dell'analisi orbitale, si mostreranno e quelli che sono stati individuati come parametri sensibili della calibrazione, e le scelte, nell'orientamento dell'antenna dedicata, guidate da quest'ultimi. Infine verranno esposti i risultati in termini di copertura, calcolati sull'orbita di *Post – EPS* e particolarizzati per il *paylod MWI/MWS*.

4.2. PROPAGAZIONE ORBITALE

Per propagare la missione *Post – EPS* vengono dati in ingresso i seguenti parametri orbitali:

- **h** = quota del satellite: 817 km
- **e** = eccentricità dell'orbita: 0
- **ω** = argomento del perigeo: 0
- **L.T.A.N.** = orario locale sul nodo ascendente: 21:30
- **v** = anomalia vera: 0.

Essendo l'orbita eliosincrona, si preferisce assegnare direttamente l'orario locale sul nodo ascendente piuttosto che **Ω**, ovviamente l'inclinazione non viene stabilita a priori per le ragioni di cui al **capitolo 2**. Dati gli elementi orbitali, è necessario fornire in *input*, sia passo di campionamento che durata della propagazione, tuttavia ai fini di avere una corretta visualizzazione dei risultati esposti, si è preferito adattare di volta in volta quest'ultimi alle esigenze di risoluzione grafica, ovviamente si darà opportuna documentazione di ogni scelta fatta. Il primo *output* della propagazione, è il vettore di effemeridi del satellite, nel sistema di riferimento *ECI*, mostrate, per una singola orbita, discretizzata a **T/71**, assieme alla posizione del sole nella **Fig. 4-1**.

. Si noti che sebbene non attendibile da un punto di vista quantitativo, avere una rappresentazione in 3D della configurazione orbitale, può in taluni casi, essere un apprezzabile ausilio.

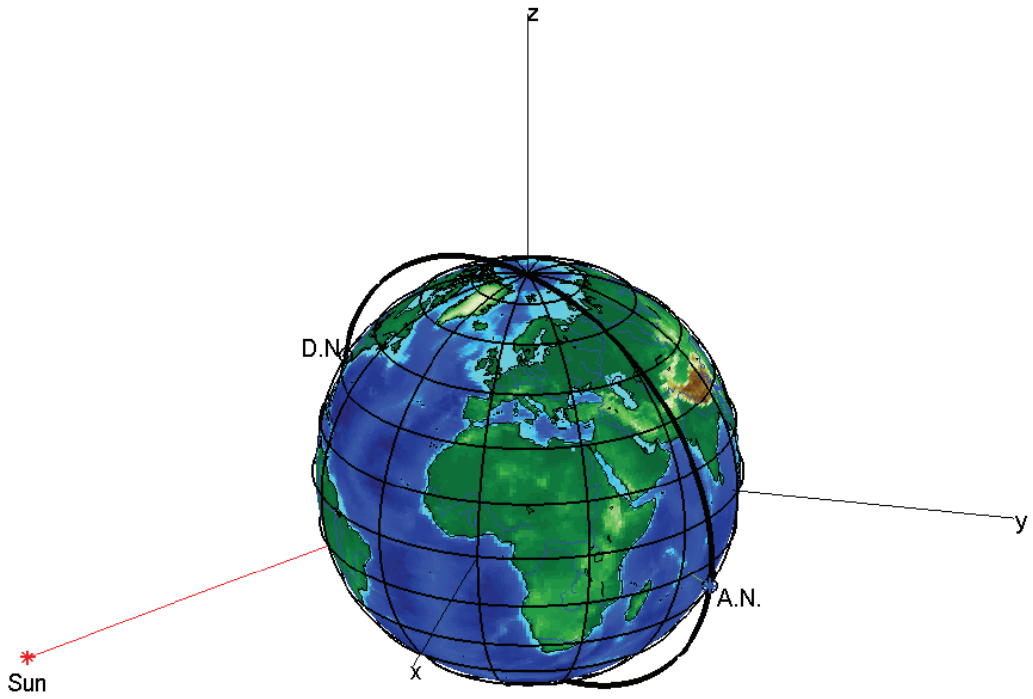


Fig. 4-1: Singola orbita di *Post - EPS*, in un sistema di riferimento ECI.
Durata della propagazione = T, Passo di campionamento = T/71, (le distanze non sono in scala).

Un valido apporto deriva invece dalla visualizzazione della *graundtrack*, definita nel **capitolo 2**, ed esposta nel **capitolo 3** quanto a metodologie e processi di calcolo. Anche in questo caso, per questioni di chiarezza si mostrerà una sola orbita, con lo stesso passo di campionamento, sebbene ovviamente i calcoli siano stati ottenuti per l'intera durata della missione. La traccia a terra è mostrata nella **Fig. 4-2**, si che noti lo *shift* in angolo verso

ovest, come previsto nel **capitolo 2**, è pari esattamente al prodotto del periodo orbitale per la differenza velocità angolare della Terra e quella del Sole medio.

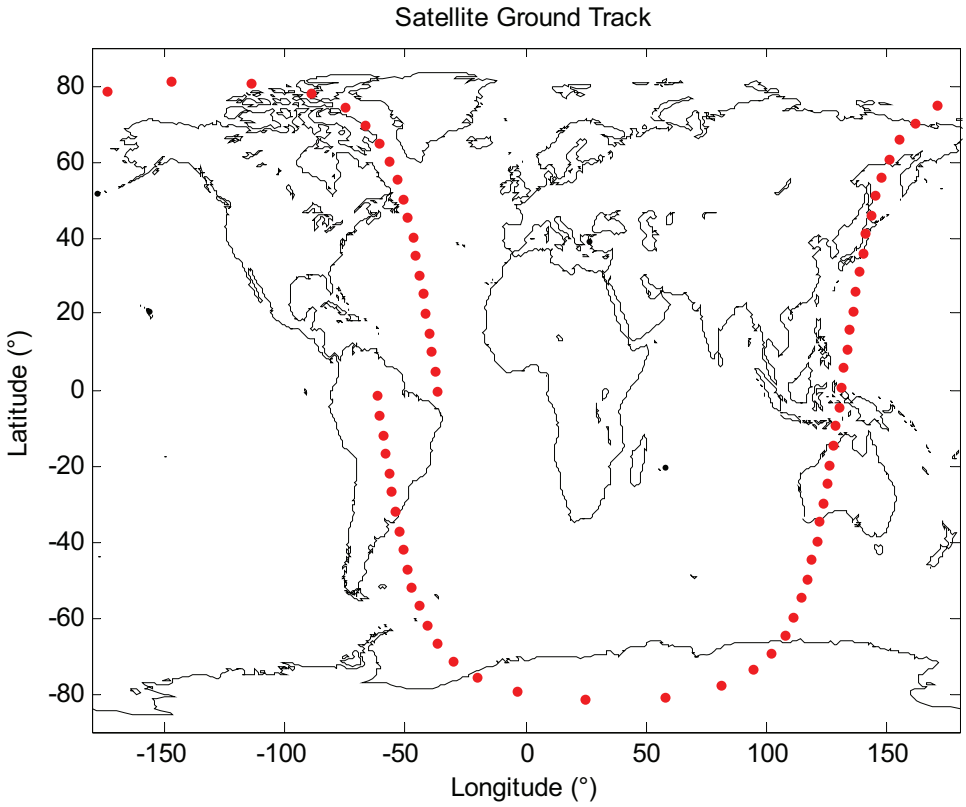


Fig. 4-2: Groundtrack di *Post - EPS*,
Durata della propagazione = T, Passo di campionamento = T/71.

4.3. PARAMETRI SENSIBILI PER LA CALIBRAZIONE

Volendo procedere ad una critica dei risultati, appare indispensabile complemento alla trattazione offrire una panoramica delle finalità e del contesto in cui questi si vanno ad inserire. Gran parte dell'analisi orbitale, consiste, a partire dalle effemeridi del satellite, nel valutare una serie di parametri, previamente individuati, come fondamentali per le operazioni di calibrazione dell'apparato radiometrico. Alla definizione, nonché al calcolo di dette quantità, che si ricordano essere:

- *Beta angle* medio
- *Beta angle* reale
- *Moon Occurrency*
- *Moon Probability*

è stata dedicata una dettagliata trattazione nel **capitolo 2** e nel **capitolo 3**. Per quanto detto circa il *modus operandi* e le finalità preposte, sembrerebbe di trovarsi di fronte ad un problema chiuso, dove, attraverso una logica puramente deterministica, si è in possesso di tutte le variabili per procedere al calcolo. In realtà la questione viene posta sotto tutt'altra luce, gli scopi dello studio passano per la stima dei suddetti parametri, al fine di individuare una *set* di direzioni preferenziali di puntamento del radiometro, tali da minimizzare la presenza nel campo di vista, in termini di tempo ed angolo di incidenza, dei principali corpi celesti: Sole e Luna. Il problema quindi non può più essere inteso come chiuso, dal momento che dette direzioni preferenziali, assumono la doppia veste di variabili di *input* ed oggetto dello studio. Pertanto come già premesso nel corso della trattazione, piuttosto che imbarcarsi in complessi problemi di ottimizzazione si è deciso di affrontare il problema in due differenti fasi. In un primo momento si opera uno studio delle variazioni dei parametri rispetto al piano orbitale, inteso come direzione media rispetto cui andare ad individuare una serie di orientazioni vantaggiose, in base alle quali in un secondo momento si procede al calcolo esatto delle grandezze prestabilite.

Chiarita la linea di condotta, si passa quindi ad un attento processo degli *output*.

4.3.1. Il *beta angle* medio

Considerando, in base alle esigenze di missione, una durata della propagazione di sette anni, secondo la modellistica espressa nel **capitolo 2**, ed attraverso l'algoritmo sviluppato, come descritto nel **capitolo 3**, il calcolo del β *angle* rispetto al Sole ed alla Luna ha fornito i risultati mostrati nella **Fig. 4-3** rispettivamente β_{sun} curva in rosso ed β_{moon} in blu. Pur operando un'analisi sommaria, risalta immediatamente la considerevole differenza, tra i due diagrammi, in termini di ampiezza e frequenza delle oscillazioni. Sebbene la **Fig. 4-3**, data la risoluzione temporale, non lasci facile interpretazione in termini di periodo, fornisce un immediato confronto per quanto riguarda l'escursione in ampiezza delle due curve. Il Sole, a causa dalla rotazione eliosincrona della linea dei nodi, riesce a variare l'angolo di incidenza rispetto al piano orbitale, soltanto grazie al movimento di declinazione che compie sul piano equatoriale, ed alla piccola differenza tra velocità del Sole medio e reale. In sintesi il β_{sun}, è libero di oscillare solo di qualche grado, a differenza del β *angle*, riferito alla Luna: β_{moon} la cui variazione è risolta su un intervallo di molto più ampio. Da una analisi particolareggiata delle singole curve, propagate per un intervallo di tempo opportuno, si possono desumere interessanti considerazioni anche per

quanto riguarda frequenza e periodo della fenomenologia. In generale ci si aspetta che le variazioni del β *angle*, riferito al Sole, essendo principalmente dovute alla declinazione dello stesso, siano periodiche di periodo 365,2422 giorni, ovvero un anno solare, informazione già deducibile dalla **Fig. 4-3**, tuttavia confermata palesemente dalla **Fig. 4-4**. Sempre la **Fig. 4-4** mostra chiaramente come la variazione del β_{sun} sia realmente contenuta.

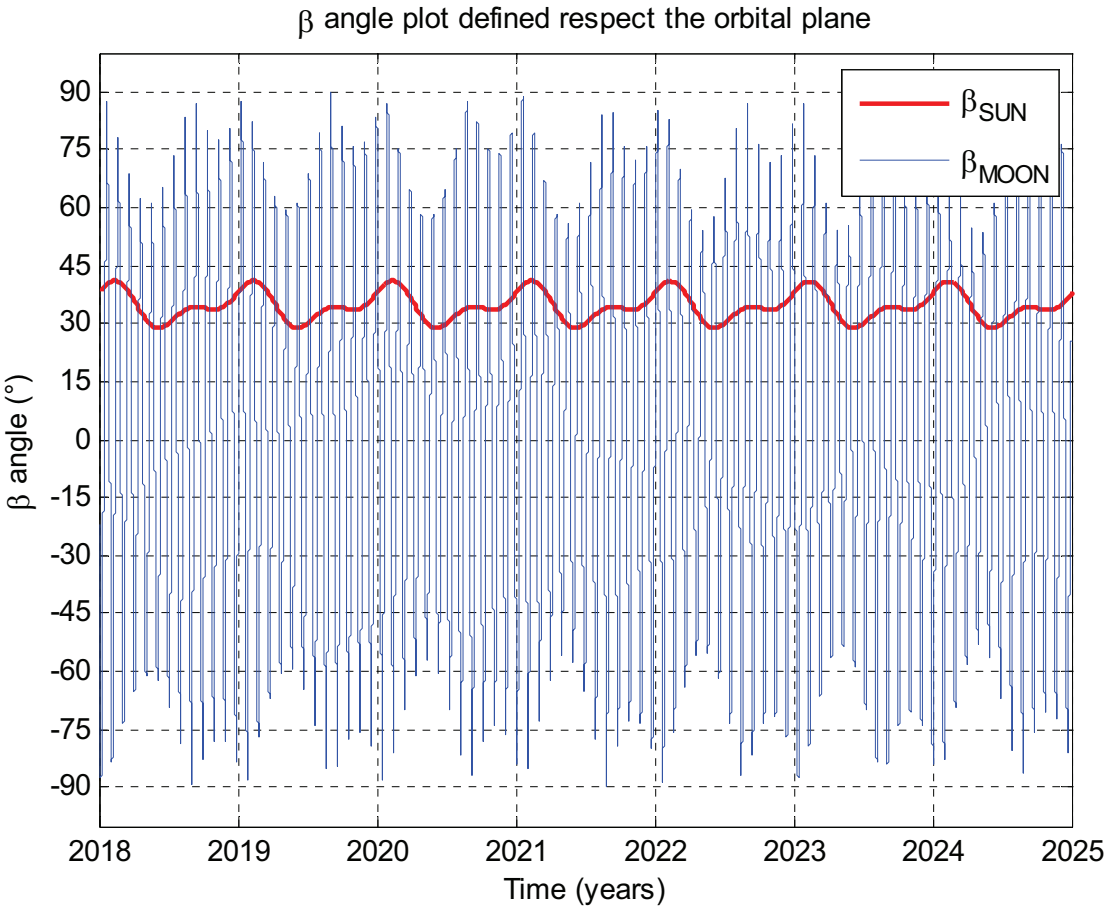


Fig. 4-3: *Beta angle* per Sole e Luna.

Per quanto riguarda il β_{moon}, sebbene sia complesso avere a priori un'idea dell'ampiezza delle oscillazioni si noti in **Fig. 4-5** che l'intervallo temporale intercorrente tra due picchi, è pari esattamente al periodo sinodico di rivoluzione della Luna. Si ricorda che il periodo sinodico, è definito come il tempo impiegato da un corpo celeste, ad assumere la stessa posizione rispetto al sole, immaginando l'osservatore posto sulla terra. Tale risultato è prevedibile,e sensato sempre a causa della rotazione della linea dei nodi, alla velocità del sole medio. Tuttavia la forte, nonché variabile inclinazione dell'orbita satellite naturale terrestre, rispetto al piano equatoriale, comporta una sensibile variazione in termini di ampiezza massima del succitato parametro.

4.3.2. Occorrenza e probabilità: scelta delle orientazioni.

Come preannunciato nel **capitolo 2**, sebbene la determinazione dei suddetti parametri sia il primo passo del processo di analisi orbitale, è necessario, onde ottenere risultati maggiormente significativi, estendere il calcolo ad *occurrency* e *probability*. A rigor di logica, ognuna delle due quantità andrebbe valutata per entrambe i corpi celesti, dal momento che la regolarità di cui gode il β_{sun}, consente di confinare con certezza la variazione dello stesso tra i 41,56°, ed i 29,31°, si può risparmiare il calcolo dei detti parametri in riferimento al Sole.

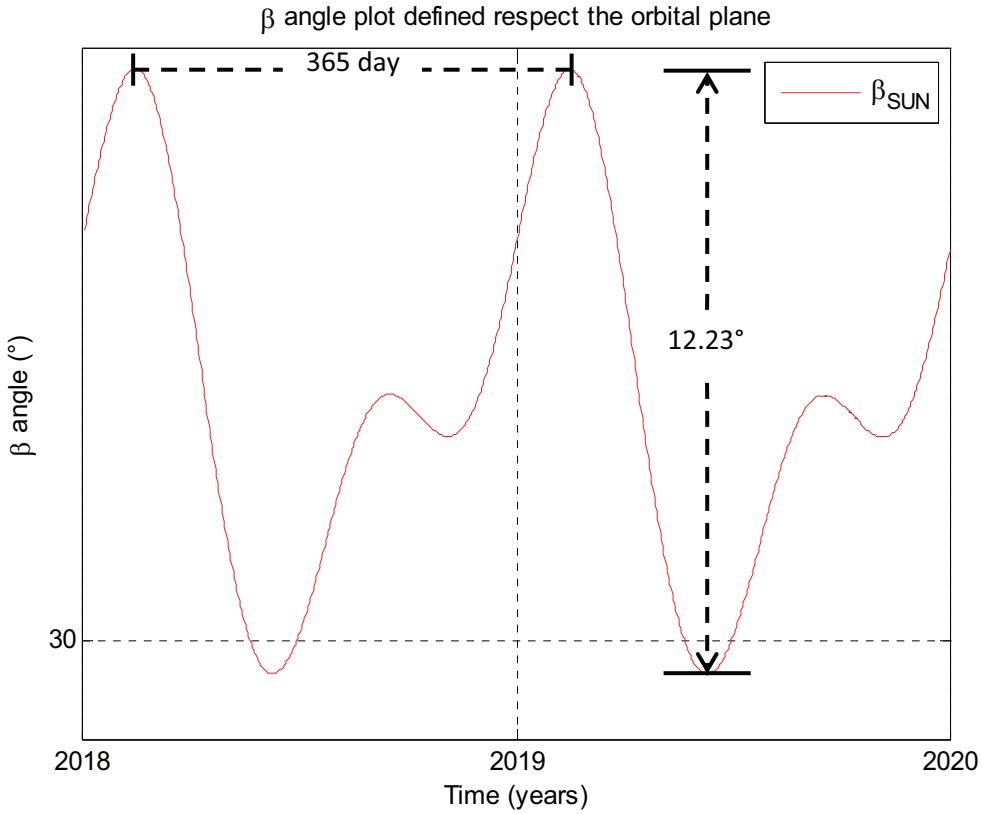


Fig. 4-4: β_{sun} calcolato per due anni.

Per quanto appena riportato, d'ora in avanti, quindi, si parlerà esclusivamente di *moon occurrency*, e di *moon probability*: il loro contributo decisionale nella scelta dell'orientazione dell'antenna di calibrazione sarà fondamentale. Si analizzi pertanto con attenzione la **Fig. 4-6**, salta all'occhio una generale simmetria, rispetto allo zero, nel conteggio degli eventi. Sebbene quest'ultima non venga confortata da una prima analisi della configurazione geometrica, piano orbitale – Luna, si consideri che la scala temporale del calcolo è pari a sette anni. In un tempo così lungo è ragionevole pensare che siano state assunte tutte le possibili condizioni di disposizione reciproca dei suddetti elementi. Si

ricorda a conferma di quanto detto, che l'inclinazione dell'orbita lunare è definita rispetto all'eclittica, quindi assumerà dei valori variabili nel confronti del piano equatoriale.

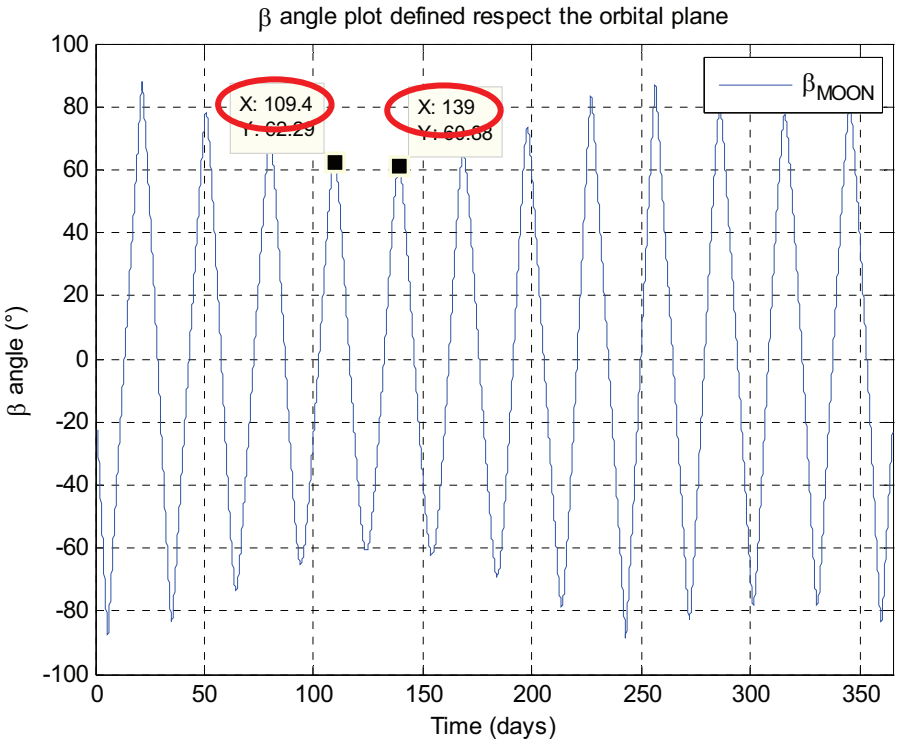


Fig. 4-5: β_{moon} calcolato per un anno

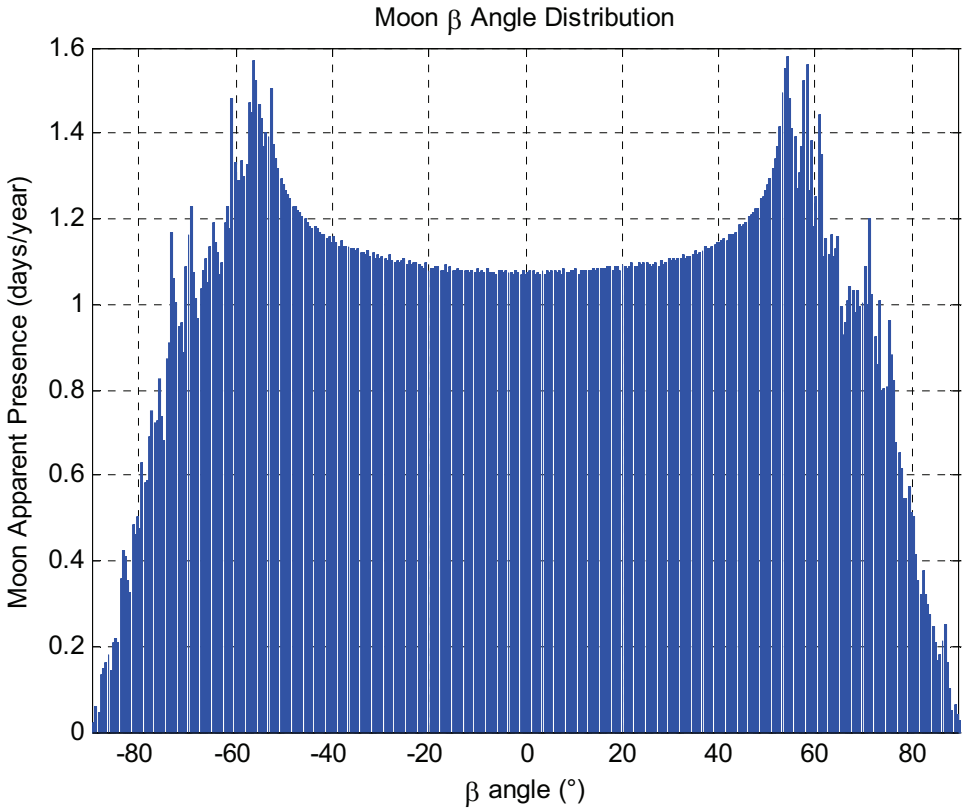


Fig. 4-6: *Moon Occurrency*, per 7 anni.

Pertanto si noti che nella **Fig. 4-7** ove è ottenuto con il medesimo metodo di calcolo, l'istogramma delle occorrenze per 6 mesi, si registra una generale asimmetria, del diagramma. Volendo operare una valutazione delle informazioni fornite dal conteggio delle occorrenze, è facile dalla **Fig. 4-6**, dedurre che la direzione conveniente per il puntamento, ovvero quella che minimizza gli eventi, è la normale al piano orbitale, sia essa rivolta nel verso della giacitura positiva, o negativa.

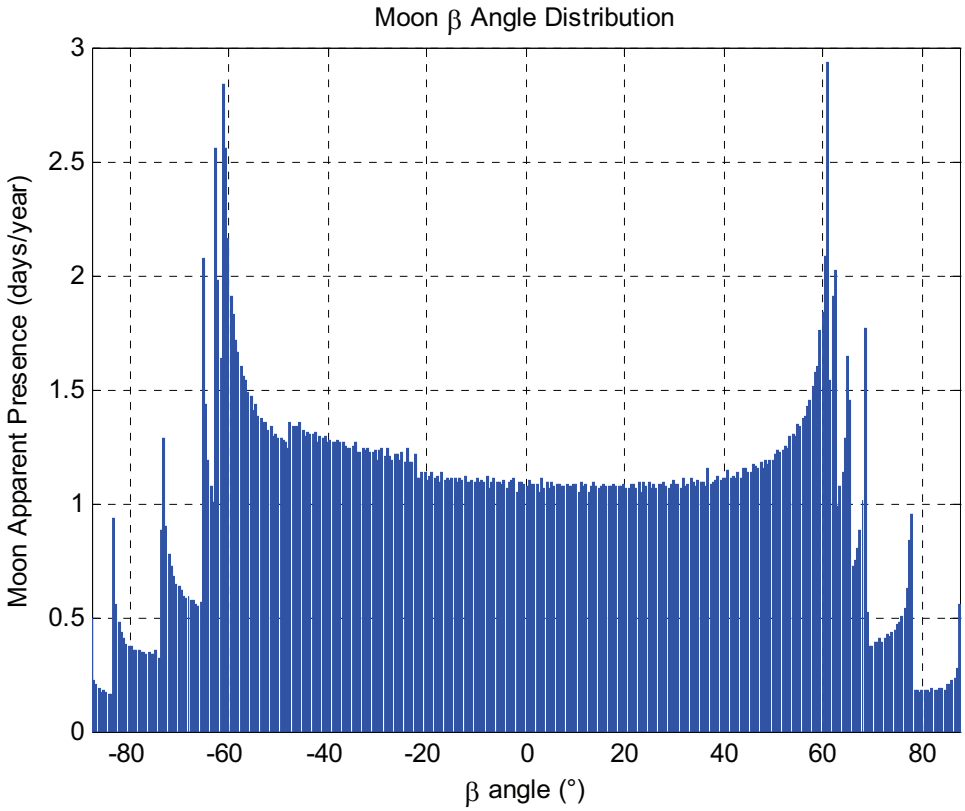


Fig. 4-7: Moon Occurrency, calcolata per 6 mesi.

Allo stesso modo del *β angle*, anche la *moon occurrency* non fornisce reali suggerimenti circa le direzioni preferenziali di osservazione. Come esploso nel **capitolo 2**, il suddetto parametro non contiene alcuna informazione circa il tempo per cui il corpo celeste rimane all'interno del campo di vista per ogni singolo evento. Il calcolo delle occorrenze rappresenta tuttavia un passaggio fondamentale, ed essenziale per procedere alla stima quello che sarà l'effettivo indicatore sensibile: la *moon probability*. Nella **Fig. 4-8**, viene presentato l'istogramma della suddetta grandezza, si noti come la situazione sia invertita rispetto al caso precedente. Sebbene si fosse dedotto essere la normale al piano orbitale a minimizzare il numero delle occorrenze, dall'analisi proposta si evince che lungo detta direzione si registra il maggior tempo di permanenza del corpo celeste. Ciò equivale a

dire che nonostante si verifichi una ridotta quantità di eventi, quest'ultimi si svolgono con tempistiche tali da fare in modo che la Luna rimanga in vista per un periodo complessivo

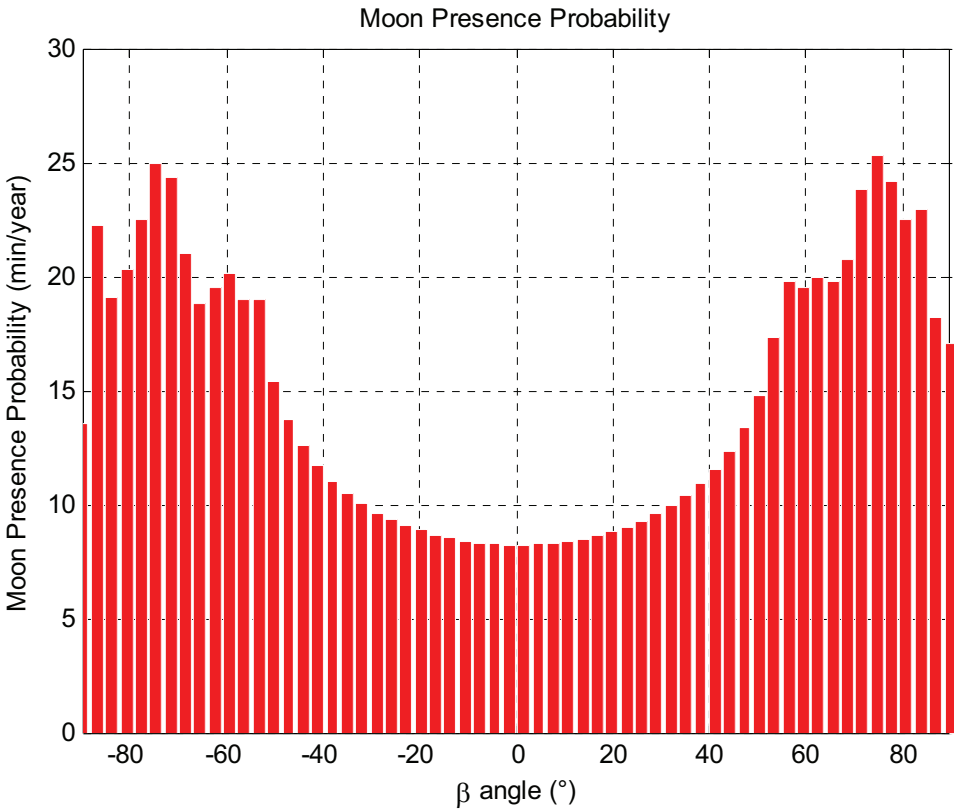


Fig. 4-8: Moon probability

maggiore, che non nel caso inverso. Sulla base di quanto sopra, si paventa come miglior ipotesi per la scelta delle orientazioni su cui approfondire l'analisi, una serie di direzioni contenute nel piano orbitale, tali per cui il *β angle* sia nullo.

Si tratta pertanto di determinare azimuth ed elevazione del *boresight* dell'antenna di calibrazione, rispetto al riferimento orbitante, a partire dalle considerazioni finora effettuate. A tal fine verranno introdotte le seguenti fondamentali approssimazioni. Si consideri la Luna nel suddetto sistema di riferimento, quest'ultima seguirà una traiettoria influenzata dalla propria dinamica, dalla rotazione del sistema attorno al proprio asse **y**, e dal movimento di rivoluzione dello stesso attorno ad una direzione definita in ECI, coincidente con quella del vettore quantità di moto. Ora considerando il rapporto tra periodo sinodico lunare, e periodo orbitale, appare ragionevole trascurare lo spazio percorso dalla Luna durante quest'ultimo, allo stesso modo, dal rapporto tra il semiasse maggiore dell'orbita lunare e dell'orbita del satellite traspare come sia possibile non tenere conto del moto di rivoluzione del sistema di riferimento orbitante. Pertanto, vista nel suddetto riferimento, la Luna descriverà una traiettoria circolare, di asse **y**, nell'arco di un

periodo orbitale. Le stesse ipotesi vengo parimenti applicate per il Sole. Prima di operare la trasformazione di cui sopra, sfruttando le proprietà dell'orbita eliosincrona è possibile definire una porzione di sfera, avente centro nell'origine del riferimento orbitante, in cui è conveniente scegliere la direzione di puntamento dell'antenna. Infatti ricordando quanto espresso nel **capitolo 2**, circa le caratteristiche delle orbite elisincrone, si tenga presente che una parte del piano orbitale, sarà sempre in ombra, mentre la giacitura opposta sarà necessariamente esposta alla luce solare. Pertanto si può definire un emisfero nella parte in ombra ove selezionare l'orientamento ottimale, onde escludere la probabilità di incontrare il Sole sul *boresight* del riflettore. Per la stessa ragione, viene depurato il suddetto emisfero, della parte inferiore ai -20° di elevazione, al disotto del piano **x-y**, in quanto si incorrerebbe nel rischio di entrare nell'angolo di vista della terra.

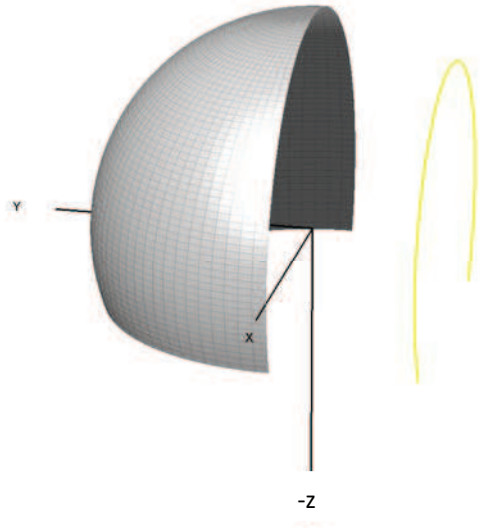


Fig. 4-9: Semisfera considerata per la priezione della probabilità.

La porzione di spazio rappresentata nella **Fig. 4-9**, rappresenta il dominio ove risulterà significativo proiettare la *moon probability*, mentre la porzione di circonferenza in giallo rappresenta il cammino del sole. Data quindi la particolare simmetria attorno all'asse **y**, si può pensare di ottenere una mappa della probabilità, proiettata sul suddetto emisfero, andando idealmente a ruotare la parte positiva del diagramma in **Fig. 4-8** attorno ad un asse posizionato a 90°. Il risultato è esposto nella **Fig. 4-10**, si tenga presente che l'angolo di elevazione, preso rispetto all'asse **y** è esattamente il complementare del *β angle*. Dalla **Fig. 4-10** è infine possibile desumere il set di orientazioni, su cui proseguire l'analisi orbitale: se ne ricavano valori di elevazione prossimi agli 80°, che a causa di vincoli strutturali, non possono essere attuati, ci si accontenta pertanto di posizionarsi nella zona cerchiata in figura

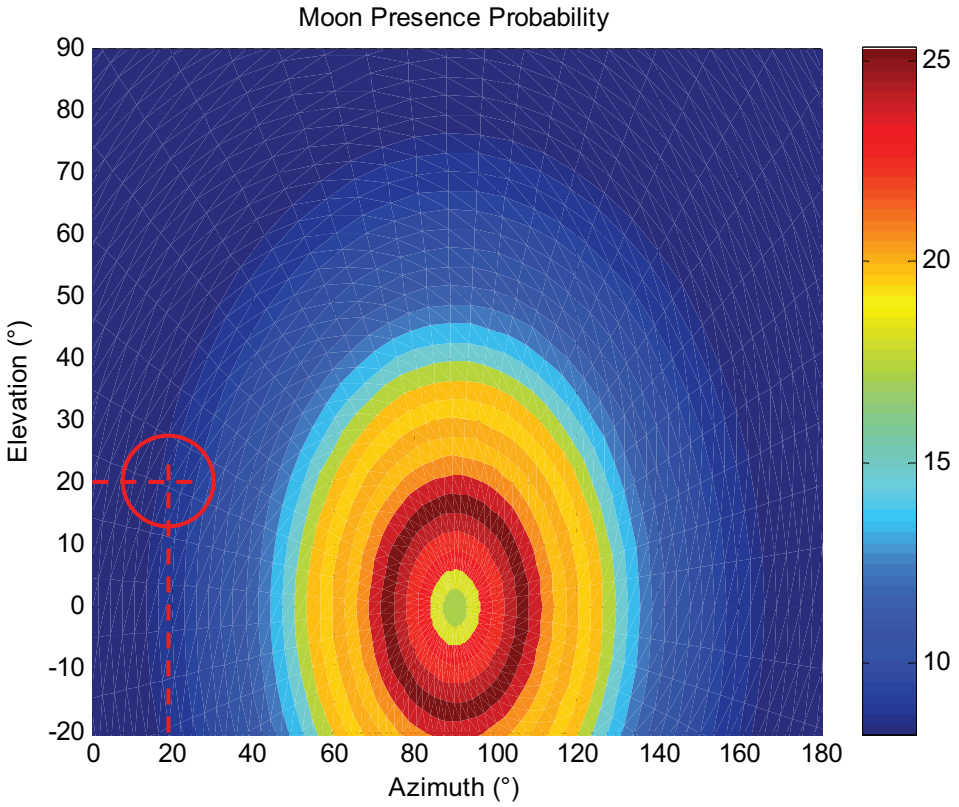


Fig. 4-10:*β angle* proiettato sulla semisfera di interesse.

Assumendo, quindi, una orientazione pari a 20° di azimuth,e 20° di elevazione, si ricalcola il *β angle*, come angolo sotteso tra detta direzione ed il raggio vettore di Sole e Luna, i risultati vengono mostrati nella **Fig. 4-11** e nella **Fig. 4-12**

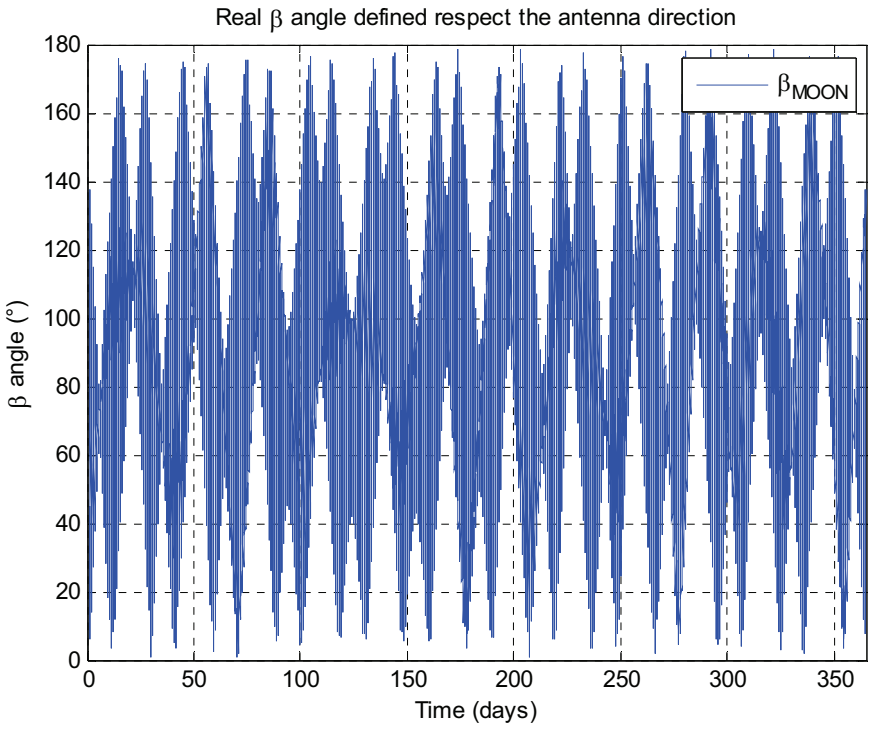


Fig. 4-11: *β angle* reale rispetto alla Luna

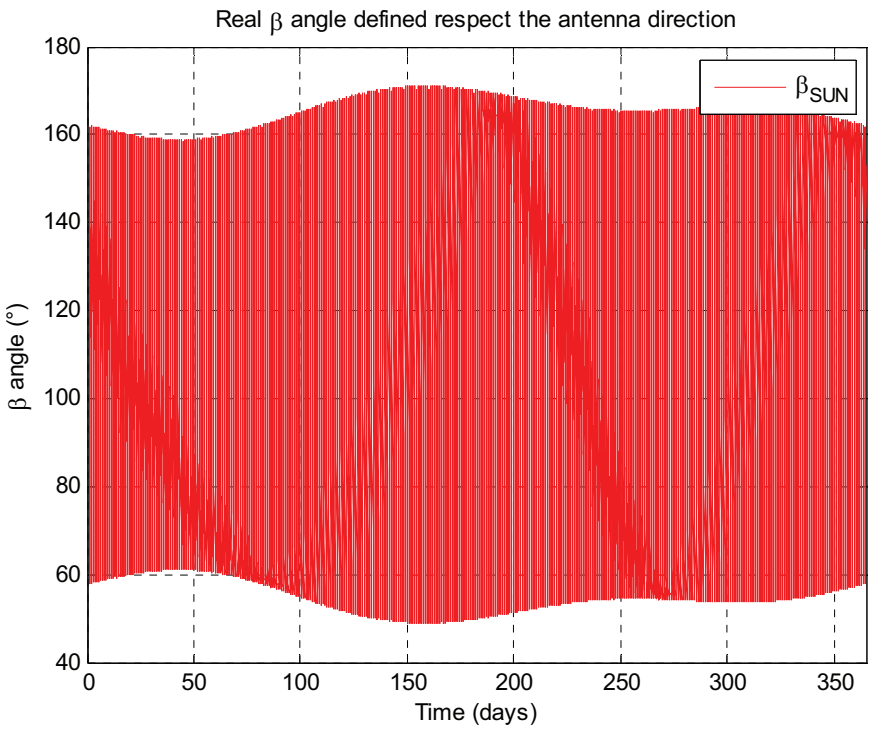


Fig. 4-12: *β angle* reale rispetto al Sole

Grazie a questi risultati è possibile andare stimare gli effetti dovuti all'influenza dei corpi celesti sulle *performance* del radiometro. Le rappresentazione grafiche permettono di individuare agevolmente le configurazioni critiche, in termini e angolari e di periodo di permanenza.

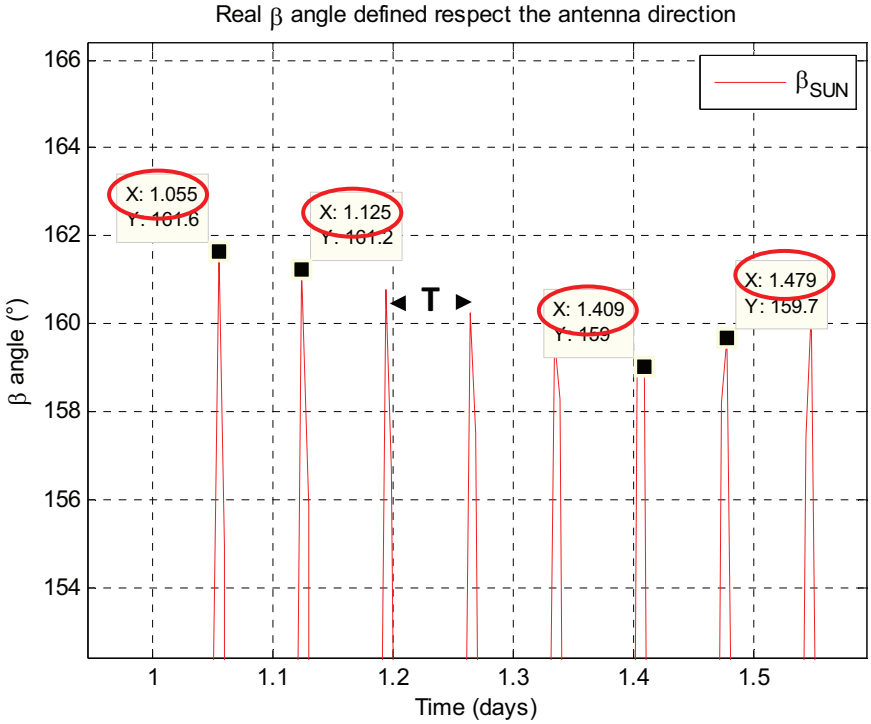


Fig. 4-13: *β angle* reale rispetto al Sole, particolare del periodo orbitale.

Ingrandendo opportunamente in diagramma del *real* β_{sun} (come in **Fig. 4-13**) si noti come viene a manifestarsi una periodicità pari al periodo orbitale, sintomo della rotazione del riferimento sopra descritta.

4.4. I RISULTATI DELL'ANALISI DI *COVERAGE*

Come per la propagazione e l'analisi orbitale, nel **capitolo 2** è riportata la modellizzazione matematica alla base dello studio del *coverage*, mentre tutto ciò che concerne la parte di calcolo operativo, è ampiamente descritta nel **capitolo 3**.

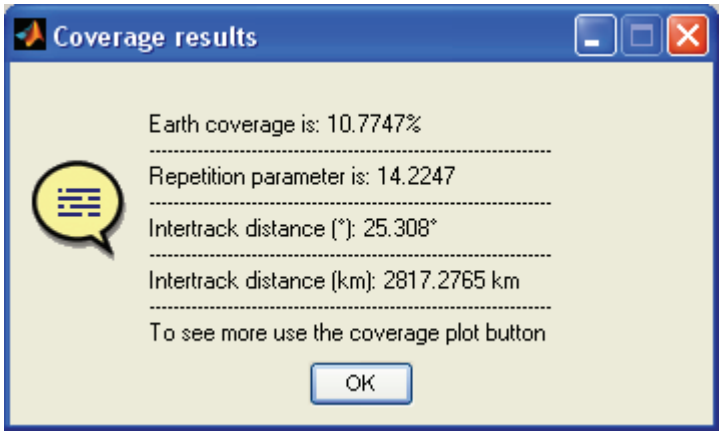


Fig. 4-14: Schermata riassuntiva degli *output* della analisi di *coverage*.

Nella **Fig. 4-14**, si mostra la finestra di interfaccia utente, che appare automaticamente a valle di una analisi di *coverage*, contenente i risultati in termini di:

- *Earth coverage*: è il parametro che indica la percentuale di copertura del globo terrestre ottenuta considerando l'intercetta tra la direzione di puntamento della *Main Antenna* e la superficie della Terra. È funzione, oltre che dell'orbita, in termini di quota ed inclinazione, anche della durata della propagazione. Pertanto il valore sopra riportato è da considerarsi riferito alla singola orbita;
- *Repetiton parameter*: tale elemento fornisce indicazioni circa la ripetitività dell'orbita considerata, nel caso di Post – EPS il valore si attesta a 14.2247. Questo indice presenta tipicamente una dipendenza dalla quota;

- *Intertrack distance*: riporta informazioni sulla distanza tra due passaggi consecutivi all'equatore. Sebbene possa sembrare di interesse secondario in un'analisi di copertura, risulta fondamentale nel prevedere il *drift* della *swath*;

È da premettere che nel caso di Post – EPS la selezione dell'orbita è stata preventivamente effettuata tenendo conto delle molteplici esigenze in termini di copertura, dei numerosi *payload* imbarcati, a tal fine si faccia riferimento al **capitolo 1**. Il senso della analisi sviluppata pertanto è di verifica per lo specifico *payload* realizzato. Si riportano nella **Fig. 4-15** e nella **Fig. 4-16** i risultati per propagazioni a 24 e 48 ore.

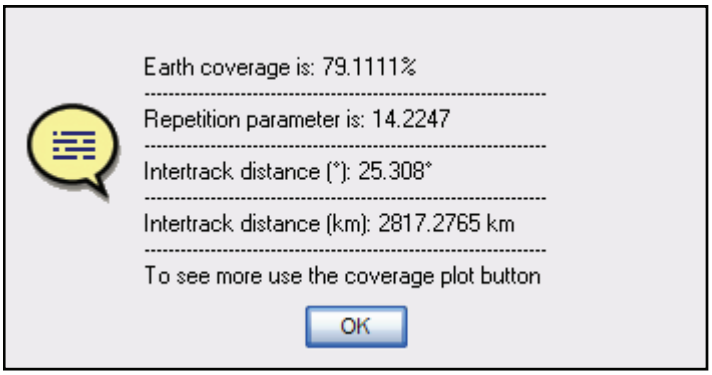


Fig. 4-15: parametri di *coverage*, copertura dopo 24 h.

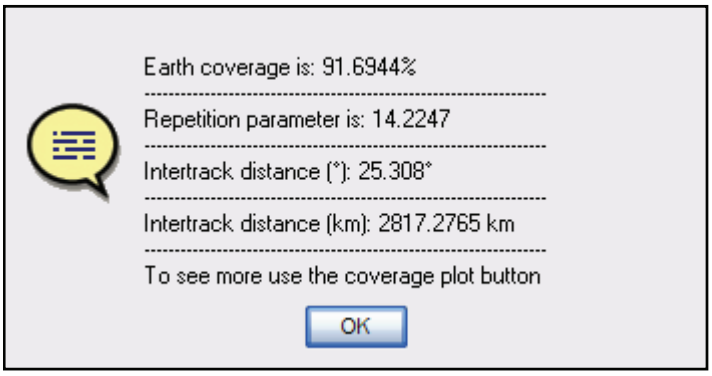


Fig. 4-16: parametri di *coverage*, copertura dopo 48 h.

Costretti da ragioni inerenti il *rendering* grafico, segue la sola visualizzazione di copertura per 24 ore (**Fig. 4-17**). Le differenze di tonalità indicano i vari passaggi successivi in termini di *revisit* della stessa zona: si noti come le calottine polari, a partire da

una latitudine di 87° rimangano scoperte a causa dell'inclinazione dell'orbita, maggiore dei 90° propri di una polare.

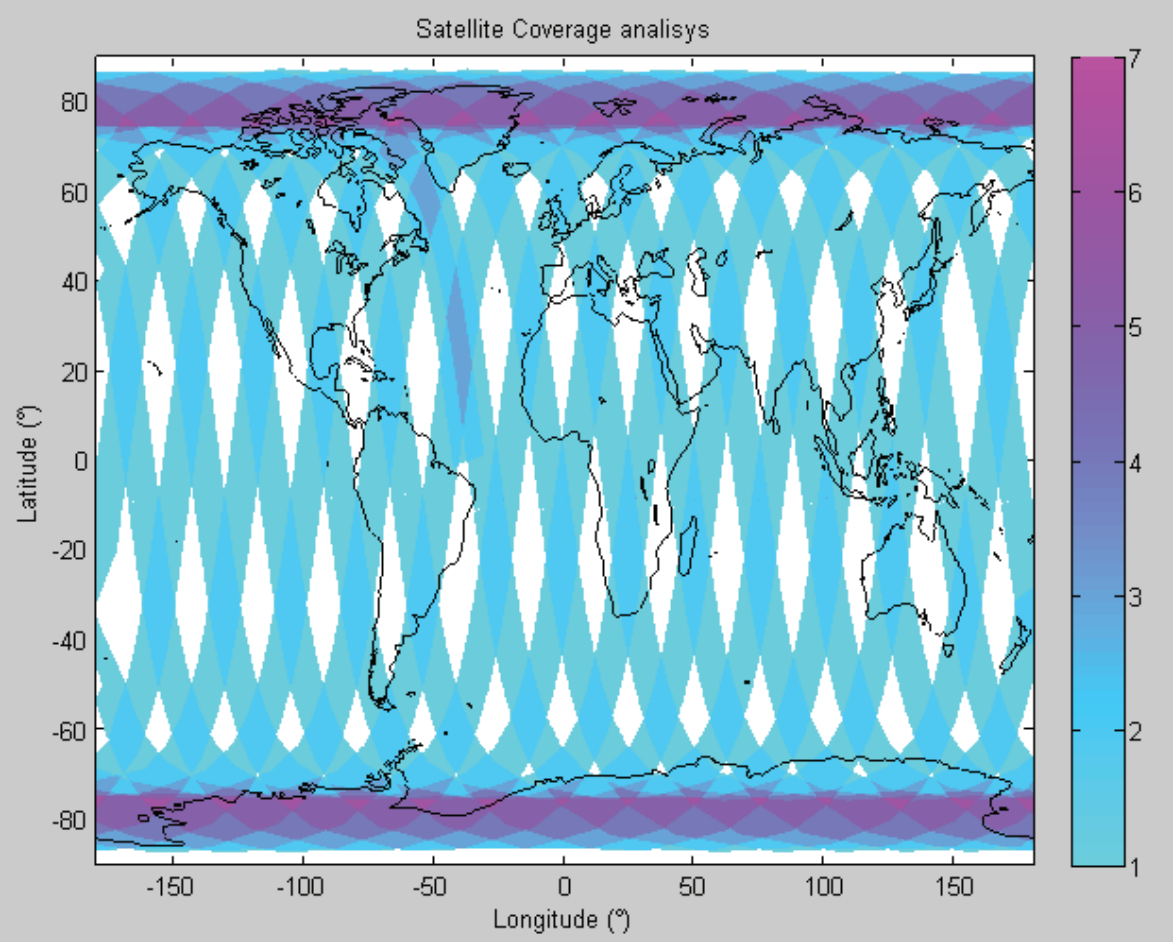


Fig. 4-17: Visualizzazione di copertura per 24 ore.

Conclusione

Nell'ambito del programma *Living Planet* finanziato dall'*ESA* (*European Space Agency*) è inserita la missione *Post – EPS*, finalizzata all'osservazione climatica del pianeta, avente come primo contrattore la Thales Alenia Space Italia di Roma, e curata dell'Agenzia *Eumetsat*, interfaccia diretta tra gli utilizzatori e i committenti del programma. La *fase* 0 del progetto, attualmente in corso d'opera, vede il *Co.Ri.S.T.A.* (Consorzio di Ricerca sui Sistemi di Telerilevamento Avanzati) di Napoli, impegnato nello studio del radiometro *MWI - MWS* (MicroWave Imager - MicroWave Sounder) che verrà alloggiato a bordo della piattaforma orbitante.

I dati fondamentali in *input* per l'analisi delle *performance* del radiometro derivano direttamente da questo lavoro di tesi, sviluppato presso il *Co.Ri.S.T.A.*. Si tratta, quindi, di uno studio di ricerca inserito in un panorama industriale che, a differenza di un ambiente universitario, ha tempistiche molto più stringenti ed è caratterizzato da un lavoro di continuo affinamento definito a seguito di riunioni tecniche tra ente finanziatore, contrattori e sviluppatori.

Nell'ambito del lavoro è stato sviluppato un *software* appositamente creato al fine di garantire una corretta analisi di missione. Il programma presenta un'architettura modulare che garantisce una applicazione *general purpose*, al fine di soddisfare le richieste aziendali attuali legate alla missione Post-EPS ma anche a future missioni di osservazione terrestre. Il programma è stato validato grazie ad una serie di *test case*, descritti nel **capitolo 3**, che hanno permesso di verificare l'attendibilità dei risultati ottenuti dal *tool* prima di procedere all'analisi di missione vera e propria.

All'inizio della trattazione (**capitolo 1**) si è ampiamente discusso delle motivazioni e degli obiettivi alla base del lavoro svolto, vale a dire la determinazione e lo studio dei parametri caratteristici delle antenne del radiometro. Il *payload* è costituito dalla *Main Antenna* per l'osservazione della Terra e dallo *Sky Horn* per la calibrazione. La valutazione delle performance dello strumento è calcolata in funzione della stima sia della superficie terrestre osservata in termini di copertura rispetto ai requisiti di missione, che in funzione della sua calibrazione.

Per quel che concerne l'antenna di osservazione si è resa necessaria un'analisi di *coverage*. Il principale obiettivo dello studio è stata la verifica dei requisiti nominali di missione discussi nel **capitolo 1**, mentre obiettivi secondari legati alla strategia aziendale

hanno evidenziato la necessità di avere un'analisi della copertura in cui venga calcolato anche il numero di volte in cui il satellite passa su di una determinata regione, nonché un calcolo della ripetitività dell'orbita e della distanza tra due passaggi successivi del satellite all'equatore.

L'analisi inerente la calibrazione, invece, ha interessato i parametri sensibili a questo processo, vale a dire il *β angle* medio, l'*occurrency*, la *probability* ed infine il *β angle* reale, che sono di seguito descritti.

Per la calibrazione, e per l'impostazione di tutto lo studio di missione, è stato fondamentale definire e calcolare il *β angle* medio: questa grandezza ha permesso di determinare l'angolo formato dai corpi celesti di interesse (ossia il Sole e la Luna) rispetto alla direzione dell'antenna, inizialmente orientata lungo la normale al piano orbitale. Anche se la direzione considerata di puntamento dell'antenna non è quella reale, ciò ha permesso di ottenere un calcolo in prima approssimazione dell'angolo sotteso tra il raggio vettore del corpo celeste e la proiezione dello stesso sul piano orbitale. Il nome *medio* introdotto nella definizione di questa grandezza deriva dal fatto che, effettivamente, quest'angolo calcolato risulta essere la media in funzione del periodo orbitale del satellite (come descritto nel **capitolo 2** e nel **capitolo 3**).

La determinazione del *β angle* medio è stata particolarmente importante per la logica alla base di tutto lo studio effettuato, in quanto attraverso un'analisi media della missione è stato possibile determinare dei parametri fondamentali al fine di scegliere la migliore direzione di puntamento dell'antenna, ovvero quella che minimizza l'influenza del Sole e della Luna. I parametri fondamentali a questo scopo, trattati nel **capitolo 2**, si sono individuati nel numero di occorrenze dei corpi celesti di interesse lungo la direzione di puntamento dell'antenna (in questo caso medio, quindi, rispetto alla normale al piano orbitale) e nel tempo speso da essi in ciascuna delle posizioni di intersezione con il *boresight*. Il fatto che la determinazione di queste grandezze è più complessa nella logica di definizione che nell'effettività dello studio, garantisce un'elevata velocità di calcolo e tutto questo si sposa bene con la logica con cui si porta avanti l'analisi.

Selezionata la direzione di puntamento delle antenne sulla base dello studio finora esposto, è stato possibile introdurre il *β angle* reale, vale a dire l'angolo che si definisce nel corso dell'intera missione tra il puntamento dell'antenna e i corpi celesti considerati. Si noti l'importanza dello studio *medio* sviluppato, in quanto nella *fase 0* spazzare tutte le possibili orientazioni delle antenne del radiometro e successivamente decidere quali scegliere è un'operazione complessa sia per quel che riguarda i calcoli da sviluppare sia in

riferimento all'interpretazione dei risultati. Altri problemi derivano dal tempo richiesto da tali valutazioni, molto pesanti a livello numerico sia per il calcolo della grandezza in questione, sia per la gestione dei dati ad essa collegati.

Fin qui lo studio ha consentito di definire e quantificare i disturbi per la calibrazione del radiometro, calcolando l'interazione del Sole, della Luna e dell'interferenza derivante dall'osservazione della Terra sulla *Sky Horn*. I dati ricavati sono stati utilizzati dal CO.RI.S.T.A e da Thales Alenia Space Italia per l'analisi delle prestazioni del radiometro e della sua calibrazione tramite *tool* dedicati.

APPENDICE I

Le librerie SPICE & NAIF

I.I. LE LIBRERIE *SPICE* E IL *PDS*

SPICE è un acronimo che indica *Spacecraft Planets Instrument C – Matrix Events* ed è un sistema d'informazione creato appositamente per assistere gli scienziati e gli ingegneri nel pianificare ed interpretare osservazioni scientifiche, nel modellare ed eseguire attività necessarie per condurre missioni di esplorazione planetaria. Il sistema *SPICE* include un grande numero di *softwares*, soprattutto in forma di *subroutines* da incorporare nei programmi applicativi affinché si sia in grado di leggere i dati contenuti nelle librerie *SPICE* e di calcolare la geometria derivante dall'osservazione, come ad esempio l'altitudine, la longitudine, la latitudine e gli angoli di illuminazione. Queste *routines* possono essere definite *black box*, in quanto l'algoritmo su cui si basano questi *software* non è visibile ed è praticamente destinato solo allo staff *NAIF*.

SPICE è una sorta di database nel quale si possono trovare tutte le informazioni e le applicazioni necessarie a condurre un'analisi di missione, come le caratteristiche fisiche di gran parte dei pianeti del Sistema Solare, i modelli che descrivonoi loro campi gravitazionali, *tools* e *routines* necessari per calcolare varie grandezze di interesse. La forza di questo sistema non è semplicemente il fatto che consente di avere un'analisi accurata e precisa di missione, ma anche la possibilità di raccogliere tutti i dati ed i risultati ottenuti da missioni passate per migliorare lo sviluppo delle missioni future. L'uso delle *SPICE* copre un settore di interesse molto vasto, partendo dalla pianificazione della missione fino ad arrivare all'analisi dei dati ottenuti in una fase di *post – processing*.

Il *Planetary Data System (PDS)* ha il compito di archiviare e distribuire tutti i dati scientifici derivanti da missioni spaziali *NASA*, da osservazioni astronomiche oppure da misurazioni effettuate in laboratorio. Il *PDS* ha una struttura organizzata in 8 nodi e in una serie di subnodi. A seguire si esaminano i singoli sottosistemi che caratterizzano la struttura dell'intero sistema planetario.

- *Atmosphere Node*: è il sottosistema che ha il compito di conservare e distribuire tutti i dati sull'atmosfera derivanti da tutte le missioni spaziali effettuate (escluse quelle intorno alla Terra);
- *Geosciences Node*: ha il compito di conservare e distribuire tutti i dati che permettono di conoscere la superficie dei pianeti e la loro composizione interna;
- *Planetary Plasma Interaction Node*: conserva e distribuisce tutti i dati relativi alla distribuzione nello spazio di particelle cariche e del plasma acquisiti durante tutte le missioni spaziali effettuate;
- *Imaging Node*: conserva e distribuisce le immagini dei pianeti ottenute durante le missioni della *NASA* per permettere all'intera comunità scientifica di effettuare *image processing* e l'analisi dei dati;
- *Ring Node*: si occupa dei dati riguardanti le caratteristiche del campo gravitazionale dei vari pianeti osservati. I dati derivano soprattutto dalle missioni *Voyager*, o tramite osservazioni attraverso sistemi terrestri, come il telescopio *Hubble*;
- *Navigation and Ancillary Information Facilities (NAIF) Node*: assicura che tutto il *know – how* relativo ai dati acquisiti possa essere utilizzato dalla comunità scientifica per effettuare o per programmare un'analisi di missione;
- *Engineering Node*: garantisce il supporto ingegneristico all'intero *PDS*, fissando gli standard per i *softwares*, per i dati e per la documentazione. Si occupa anche della continua ricerca tecnologica.

I.II. POTENZIALITÀ DEL SISTEMA *SPICE*

NAIF è una sorta di archivio per i *Kernel files* prodotti dalle missioni spaziali finora condotte, cioè permette di sfruttare in qualsiasi momento tutte le informazioni ricavate da precedenti osservazioni spaziali. Inoltre permette di risalire alle effemeridi di svariati pianeti, satelliti, comete e asteroidi per effettuare le analisi desiderate. Si ricorda che per effemeridi si intendono una serie di valori che descrivono la posizione e la velocità del satellite in funzione del tempo.

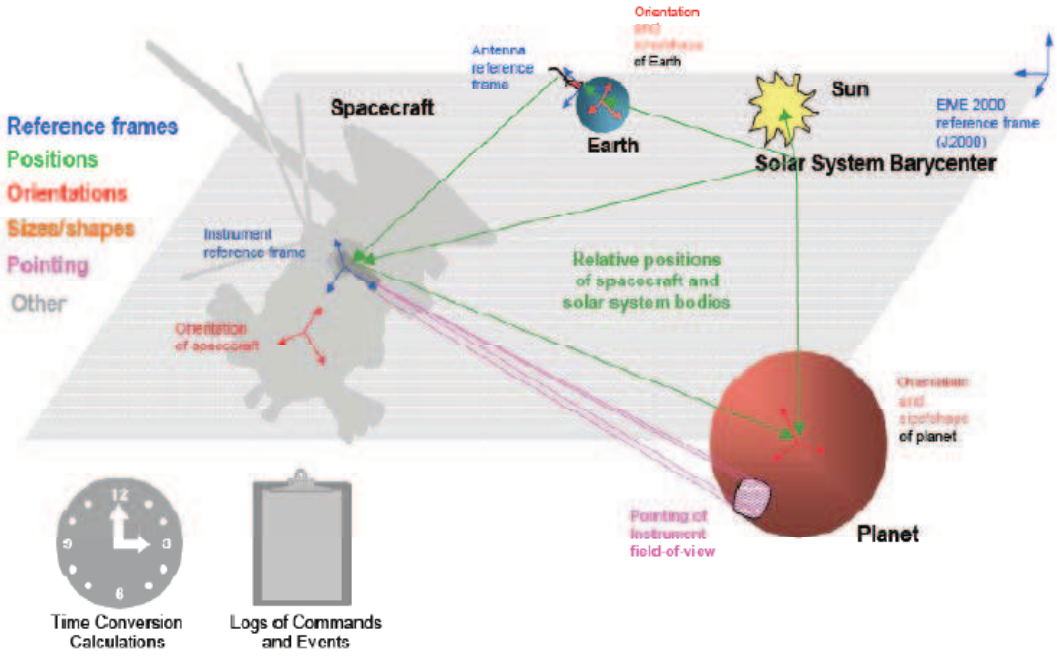


Fig. I-I: Informazioni disponibili sfruttando i *Kernel files*

Tutto questo permette di determinare dove si trova il satellite in ogni istante di tempo, come sono orientati i suoi strumenti, qual è la dimensione, la forma, la posizione e l'orientazione del *target*, gli eventi che succedendo sul satellite e che possono influenzare l'osservazione del *target* o il funzionamento del *payload* (vedi **Fig. I-I**).

Da quanto detto si vede che sfruttare le librerie e le routine *SPICE* è un metodo molto potente e comodo per compiere analisi di missione e per studiare il comportamento della strumentazione di bordo di un satellite, anche se possono presentare qualche difficoltà, come si vedrà in seguito.

È un sistema in continua evoluzione, continuamente soggetto a modifiche e miglioramenti, ma soprattutto aperto all'acquisizione di nuove informazioni. Il fatto che il tutto si basi su *routines* molto stabili spinge le potenzialità di questo sistema ad essere quasi illimitate: da una versione all'altra, infatti, nuovi *tools* consentono analisi sempre più accurate e vanno a coprire ulteriori campi di interesse, molto spesso di difficile gestione con i metodi tradizionali.

Un altro indiscusso vantaggio nell'uso di queste *routines* sono le informazioni alle quali riescono ad accedere riferendosi al *NAIF Node*, grazie alle quali è possibile facilmente modellare gran parte dei pianeti che compongono il Sistema Solare, nonché i maggiori satelliti attualmente in orbita.

Una considerazione molto importante da fare è che bisogna considerare le SPICE come degli interpolatori: dall'utilizzo di queste *routines* è stato possibile osservare, infatti, che i risultati ricavati non derivano da uno studio analitico di meccanica orbitale, bensì dall'interpolazione in funzione dello *step* temporale scelto per l'analisi dei dati definiti in ingresso.

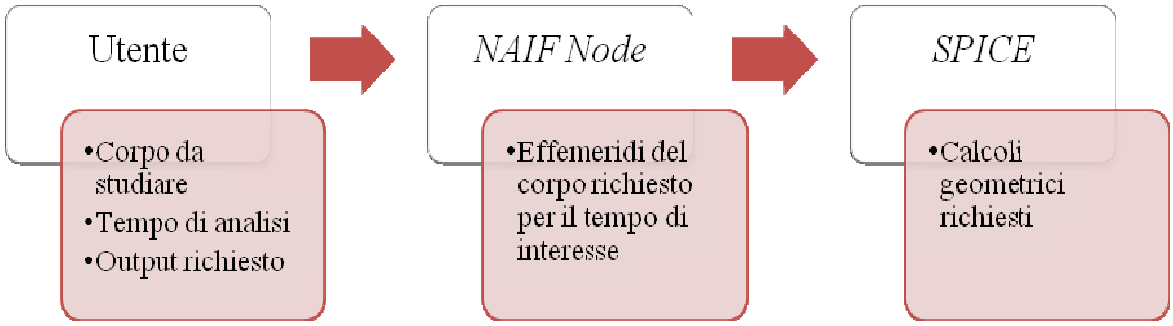


Fig. I-II: Flusso logico operativo delle librerie *SPICE*

Come si nota dal diagramma di flusso mostrato, l'utilizzatore può interrogare le librerie del sistema riguardo determinati corpi celesti con riferimento ad un determinato istante di tempo. A questo punto le *routines SPICE* selezionano attraverso il *NAIF Node* tutto ciò che riguarda il corpo celeste che è stato scelto, mentre successivamente, a seconda dell'operazione richiesta, effettuano i calcoli voluti.

Questo processo risulta essere molto conveniente prima di tutto per la facilità con la quale è possibile trattare alcuni aspetti o alcuni corpi celesti. Basti pensare, infatti, alla difficoltà della simulazione del tempo di eclisse per un pianeta in riferimento ad un altro, operazione per la quale sarebbe necessario simulare e propagare all'interno del *software* sviluppato i due pianeti che si è intenzionati a studiare in maniera analitica, con tutte le difficoltà del caso. Nel caso si utilizzino queste librerie, invece, non si ha il bisogno di alcuna propagazione, ma semplicemente bisogna interrogare il sottosistema *NAIF* in riferimento al tempo in cui si vuole studiare il fenomeno, indicando i corpi celesti interessati. Altro aspetto molto positivo legato al processo di funzionamento delle *SPICE* è legato al tempo di calcolo, di molto inferiore a quello relativo ad un qualsiasi programma sviluppato per determinare le stesse grandezze in maniera analitica, in quanto nel caso di queste librerie gran parte del tempo di calcolo è semplicemente dedicato ad interpolare i valori per il tempo di investigazione richiesto.

Riuscendo a padroneggiare opportunamente l'uso di queste *routines*, inoltre, è anche possibile tenere in considerazione diversi sistemi di riferimento, considerare uno

strumento a bordo e materializzare non solo la sua direzione di puntamento, ma proprio le dimensioni del fascio che parte dallo strumento, oppure considerare la sua intersezione con un qualsiasi corpo celeste. Tutto questo per dire che un *software* che sfrutta a fondo queste librerie può fornire tutte le informazioni necessarie per la progettazione della missione, nonché la possibilità di predire con un'elevata accuratezza le *performance* della strumentazione di bordo.

Per queste motivazioni, unite al fatto che attualmente le *SPICE* vengono comunemente utilizzate per la pianificazione di missioni spaziali, si sono sfruttate queste librerie nello sviluppo di questo lavoro di tesi.

I.III. DEFINIZIONE DEI SISTEMI DI RIFERIMENTO

Come visto nel **paragrafo I.II**, alla base dell'utilizzazione delle librerie *SPICE* si ha la necessità di definire i sistemi di riferimento che si vanno a considerare. Le possibilità di scelta sono molto ampie e complesse, in quanto è possibile scegliere quattro differenti classi di sistemi di riferimento: inerziale, *body fixed*, fisso sul satellite e sullo strumento.

I.III.I. Sistema di riferimento inerziale

L'origine di un riferimento inerziale è ferma od animata da moto rettilineo uniforme, mentre gli assi realizzano delle direzioni invarianti rispetto alle stelle fisse, pertanto in un sistema così definito valgono le Leggi di Newton.

Nelle librerie *SPICE* [1] sono previsti due differenti sistemi inerziali (vedi **Fig. I-III**):

- *ECIJ2000*: è un sistema equatoriale per il quale l'asse Z è allineato all'asse di rotazione terrestre, preso positivo verso il Polo Nord, l'asse **X** punta verso la costellazione dell'Ariete e l'asse **Y** viene preso di conseguenza a formare un sistema tri – rettangolo levogiro;
- *ECLIPJ2000*: è molto simile al sistema precedente, con l'unica differenza che in questo caso il sistema non è più equatoriale, ma è posto sull'eclittica, quindi gli assi **Z** ed **Y** hanno un'inclinazione di 23°.44' rispetto i rispettivi in *ECIJ2000*.

All'interno del lavoro sviluppato si è preso in considerazione un sistema *ECIJ2000* per svincolarsi dalla complicazione derivante dall'inclinazione dell'eclittica. Tale sistema è

stato usato per definire la posizione e la velocità del satellite, in pratica lo si è utilizzato per la propagazione vera e propria.

Non è stato possibile utilizzarlo anche per quanto riguarda l'analisi di *coverage* in quanto si è costretti a tener conto anche della rotazione della Terra.

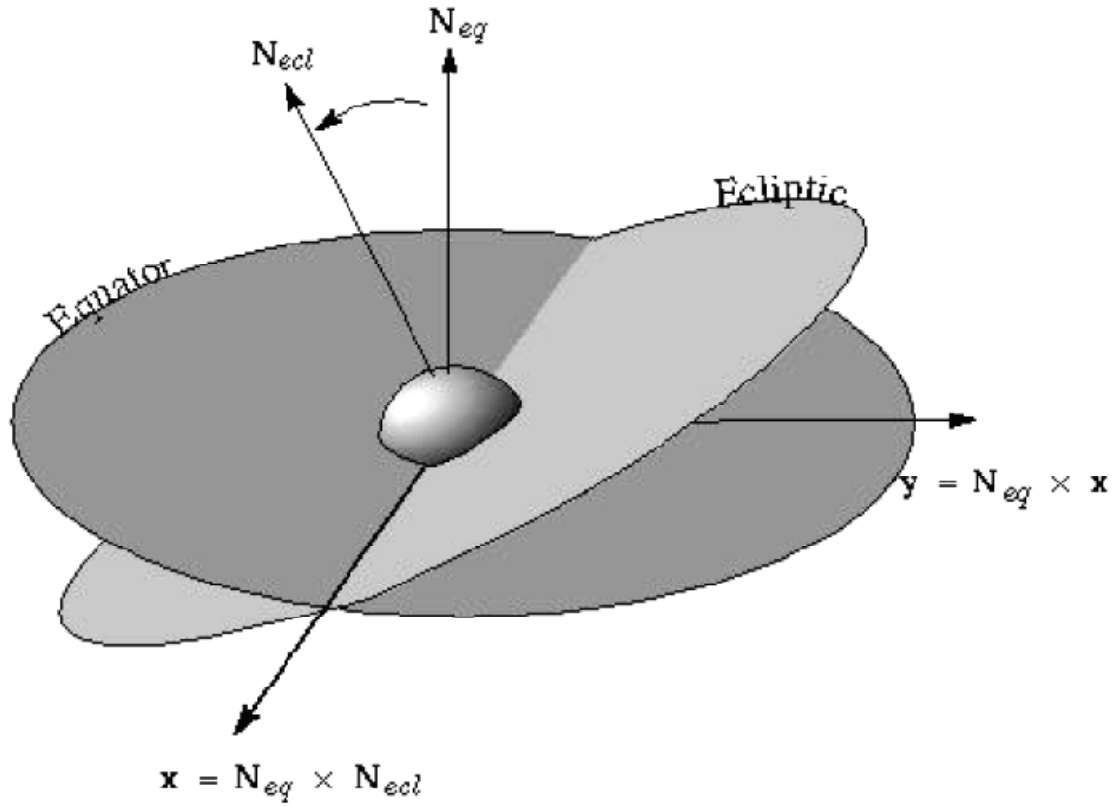


Fig. I-III: Rappresentazione dei sistemi di riferimento inerziali contenuti nelle librerie *SPICE*

I.III.II. Sistema di riferimento *body fixed*

È un sistema centrato nel centro del corpo studiato e ruotato rispetto al sistema di riferimento inerziale. Nelle *SPICE* questo genere di sistemi vengono indicati con il prefisso *IAU*, in quanto la loro orientazione viene definita in funzione dei modelli dell'*International Astronomical Union*. In questo lavoro di tesi, sviluppato per orbite terrestri, si è sfruttato un riferimento *ECEF* (*Earth Centered Earth Fixed*), definito *IAU – EARTH* nelle librerie *SPICE*.

È un sistema rotante centrato nel centro di massa della Terra, dove l'asse Z è parallelo a quello di rotazione terrestre diretto verso il Nord, mentre l'asse **X** interseca la sfera terrestre a 0° di latitudine e di longitudine (quindi lo zero del riferimento è preso rispetto al meridiano di Greenwich). Questo significa che il sistema *ECEF* ruota alla velocità angolare della Terra intorno alla propria asse **Z**, ma le coordinate di un punto sulla

superficie terrestre non cambiano. L'asse **Y**, invece, viene preso con la regola della mano destra a completare un sistema tri – rettangolo levogiro (vedi **Fig. I-IV**).

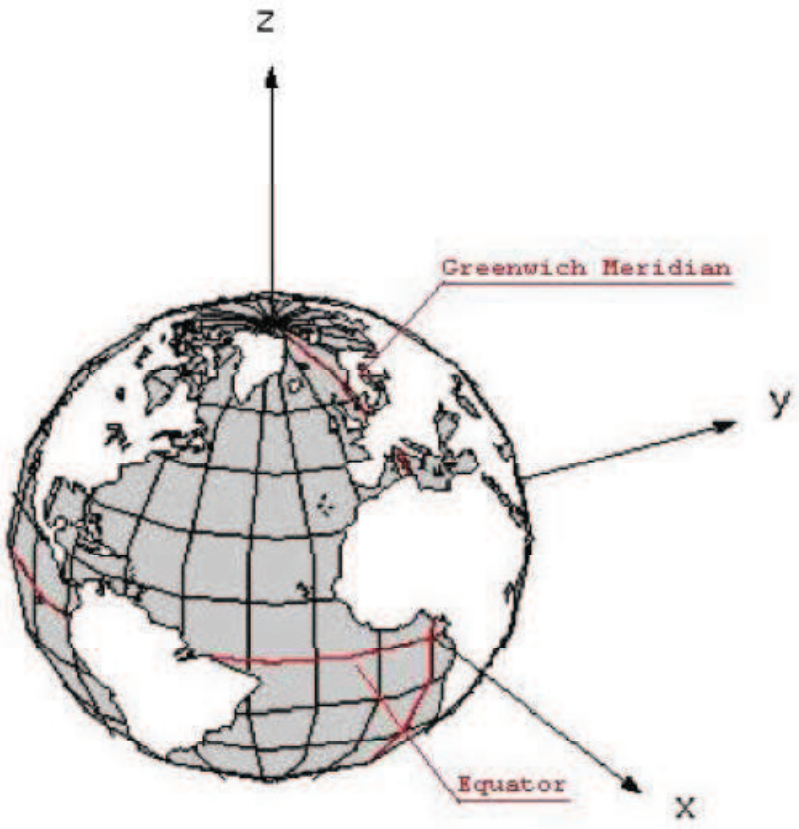


Fig. I-IV: Rappresentazione del sistema *ECEF*

Si è sfruttato un sistema *ECEF* durante lo sviluppo del programma in quanto indispensabile per studiare il *coverage* del satellite.

I.III.III. Sistema di riferimento fisso sul satellite

È un tipo di sistema di riferimento che all'interno delle librerie *SPICE* viene definito come dinamico, in quanto dipendente dal tempo. Per questa sua caratteristica può essere comodamente sfruttato come un sistema orbitante per studiare i corpi celesti di interesse. La direzione e il verso degli assi non sono fissati a priori, ma è possibile definire il tutto in funzione della parametrizzazione che si sceglie di utilizzare. Per parametrizzazione si intende la relazione matematica attraverso la quale viene definito il sistema. *SPICE* ne supporta cinque differenti tipi:

- *Two vectors frames*: si sfruttano due vettori per definire gli assi del sistema. Il primo asse è parallelo rispetto al primo vettore, mentre il secondo asse è

definito parallelo alle componenti del secondo vettore ortogonali al primo. Il prodotto vettoriale tra il primo asse ed il secondo definisce il terzo asse;

- *Mean equator and equinox of date frames*: in questo caso si sfruttano i modelli matematici sulla precessione per definire l'orientazione del piano equatoriale di un corpo e dell'asse X del sistema di riferimento. Attualmente un sistema del genere è supportato solo per la Terra;
- *True equator and equinox of date frames*: si sfruttano i modelli sulla precessione e sulla nutazione per definire il piano equatoriale di un corpo e dell'asse X del sistema di riferimento. Attualmente un sistema del genere è supportato solo per la Terra;
- *Mean ecliptic and equinox of date frames*: si ricorre ai modelli matematici sulla precessione e sull'obliquità media per definire l'orientazione del piano orbitale di un corpo e dell'asse X del sistema di riferimento. Anche questo tipo di sistema è supportato solo per la Terra;
- *Euler frames*: attraverso dei coefficienti, un intervallo di tempo e la direzione iniziale degli assi si definiscono gli Angoli di Eulero in funzione del tempo tra il sistema così definito ed un secondo di riferimento

All'interno del programma sviluppato, il sistema di riferimento orbitante è stato introdotto tramite la definizione di due vettori di riferimento. Le librerie *SPICE* supportano differenti vettori per definire un sistema così fatto, mostrati a seguire.

- *Position vector*: è il vettore posizione di un corpo rispetto ad un osservatore;
- *Target near point vector*: è un vettore che va dall'osservatore al punto più vicino di un *target* non più puntiforme, ma caratterizzato da una certa estensione;
- *Velocity vector*: è il vettore velocità di un corpo rispetto ad un osservatore;
- *Constant vector*: è un vettore che resta costante in un sistema di riferimento definito.

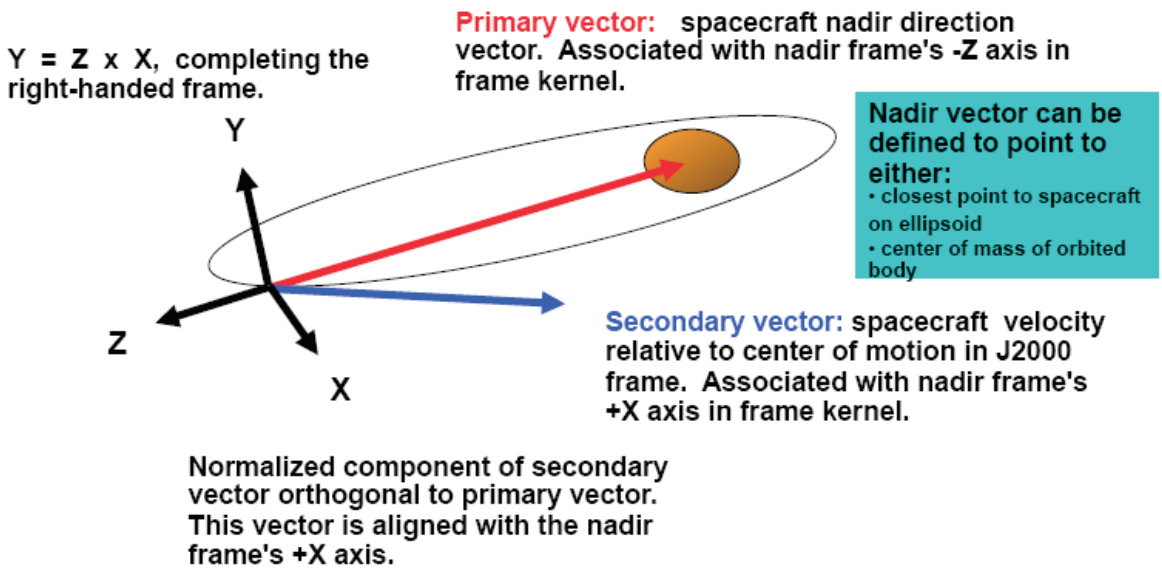


Fig. I-V: Definizione del sistema di riferimento orbitante

Si è scelto come set di vettori per definire il sistema orbitante il vettore posizione e velocità del satellite rispetto ad un riferimento *ECI*, in quanto disponibili fin da subito a valle della propagazione del satellite. In **Fig. I-V** si può vedere quanto detto, dove il vettore rosso indica il vettore posizione e quello blu il vettore velocità.

Per definire un sistema di riferimento è necessario che si crei un *frame kernel*, vale a dire un *file* che permetta alle librerie di riconoscerlo. La creazione di questo *kernel* non è delle più semplici, in quanto deve rispettare una sintassi abbastanza rigida che verrà spiegata nella parte finale del lavoro di tesi. In questo momento si mostra il *frame kernel* che è stato utilizzato.

```
FRAME_ORBITANTE             = 961935
FRAME_961935_NAME           = 'ORBITANTE'
FRAME_961935_CLASS          = 5
FRAME_961935_CLASS_ID       = 961935
FRAME_961935_CENTER         = -313
FRAME_961935_RELATIVE       = 'J2000'
FRAME_961935_DEF_STYLE      = 'PARAMETERIZED'
FRAME_961935_FAMILY         = 'TWO-VECTOR'
FRAME_961935_PRI_AXIS       = '-Z'
FRAME_961935_PRI_VECTOR_DEF = 'OBSERVER_TARGET_POSITION'
FRAME_961935_PRI_OBSERVER   = -313
FRAME_961935_PRI_TARGET     = 'EARTH'
FRAME_961935_PRI_ABCORR     = 'NONE'
FRAME_961935_SEC_FRAME      = 'J2000'
FRAME_961935_SEC_AXIS       = 'X'
FRAME_961935_SEC_VECTOR_DEF = 'OBSERVER_TARGET_VELOCITY'
FRAME_961935_SEC_OBSERVER   = -313
FRAME_961935_SEC_TARGET     = 'EARTH'
FRAME_961935_SEC_ABCORR     = 'NONE'
FRAME_961935_SEC_FRAME      = 'J2000'
```

A seguire è possibile mostrare le caratteristiche del sistema di riferimento orbitante.

- *Asse Z*: è definita in funzione del vettore posizione. Punta in direzione nadirale e ha verso uscente;
- *Asse X*: la sua direzione è definita in funzione delle componenti del vettore velocità ortogonali all'asse Z. Il verso è concorde con quello della velocità del satellite;
- *Asse Y*: deriva dal prodotto vettoriale dei due precedenti assi;
- *Relative*: indica il sistema di riferimento rispetto al quale sono calcolati i vettori che si usano per definire questo nuovo sistema di riferimento. In questo caso si è usato il *J2000*, in quanto sia la posizione che la velocità del satellite derivano da una propagazione in *ECI*.

I.III.IV. Sistema di riferimento fisso sullo strumento

Questo genere di sistemi di riferimento hanno un'orientazione fissa rispetto ad un altro sistema preso come origine.

Per il fatto che questi sistemi presentino un certo *offset* fissato rispetto ad altri, sono stati utilizzati per studiare la strumentazione di bordo: si sono considerate le antenne come dei corpi aggiuntivi rispetto al satellite e per studiare gli angoli formati dai principali corpi celesti con esse si sono definiti degli appositi sistemi centrati sul satellite e con gli assi diretti lungo la direzione di puntamento di ciascuna antenna.

Per arrivare a definire la direzione di puntamento delle antenne, è necessario definire il sistema di riferimento rispetto al quale si ha un certo *offset* e successivamente gli Angoli di Eulero, necessari per indicare di quanto e come bisogna ruotare intorno ad ogni asse del sistema di riferimento di partenza per ottenere la voluta orientazione del sistema che si vuole introdurre.

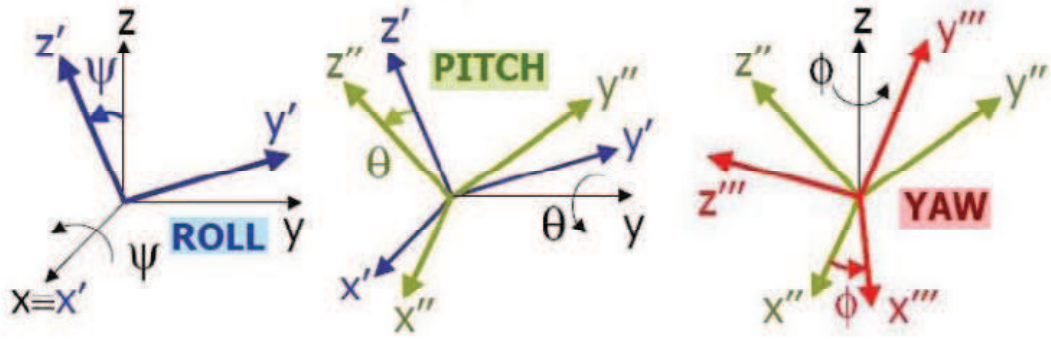


Fig. I-VI: Convenzione relativa agli Angoli di Eulero

In questo lavoro si mostrano semplicemente gli Angoli di Eulero per indicare l'entità delle rotazioni (vedi **Fig. I-VI**) e successivamente si è rappresentata la sequenza di rotazione per passare dal sistema di riferimento *relative* a quello dello strumento.

Si definisce la matrice *M* come la matrice di rotazione da un riferimento ad un altro e se ne calcolano le componenti. Da questa analisi si può capire la logica alla base di quanto detto.

$$[M] = [\varphi]_{asse_2} * [\theta]_{asse_2} * [\psi]_{asse_1} \quad \textbf{(I-1)}$$

Attraverso le **(I-2)**, **(I-3)** e **(I-4)** si esprimono le singole matrici di rotazione che compaiono nell'espressione di *M*.

$$[\psi]_{asse_1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\psi) & \sin(\psi) \\ 0 & -\sin(\psi) & \cos(\psi) \end{bmatrix} \quad \textbf{(I-2)}$$

$$[\theta]_{asse_2} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad \textbf{(I-3)}$$

$$[\varphi]_{asse_3} = \begin{bmatrix} \cos(\varphi) & \sin(\varphi) & 0 \\ -\sin(\varphi) & \cos(\varphi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \textbf{(I-4)}$$

Questo metodo può risultare molto comodo, in quanto basta conoscere l'orientazione dell'antenna per definire il sistema di riferimento ad essa associato in relazione al sistema di riferimento *relative* (nel caso operativo il sistema di partenza è il sistema orbitante visto in precedenza).

Come nel caso precedente, affinché le *SPICE* possano riconoscerli, è necessario creare appositi *kernels* dedicati. Si sono considerate due antenne, sia la *Main Antenna* che la *Sky Horn*, e quindi è stato necessario scrivere due differenti *kernel files*, mostrati a seguire.

- *Main Antenna*: è l'antenna dedicata all'osservazione della Terra. Il riflettore ad essa dedicato permette di avere un *boresight* che descrive un angolo di

circa 47° rispetto alla direzione nadirale (quindi rispetto all'asse –**Z**) ed è *forward looking*. Per tener conto di questi aspetti si è imposta una rotazione intorno all'asse **X** di 43°, cioè esattamente 90° - 47° (l'angolo di puntamento rispetto alla direzione dell'asse **Z**). °. Per quanto riguarda l'azimuth (derivante da una rotazione intorno all'asse **Z**), si considera più di un valore (precisamente tre differenti valori) per simulare una rotazione dell'antenna.

```
FRAME_MAIN_ANT          =     748
FRAME_748_NAME          =     'MAIN_ANT'
FRAME_748_CLASS         =     4
FRAME_748_CLASS_ID      =     748
FRAME_748_CENTER        =     '-313'
TKFRAME_748_RELATIVE    =     'ORBITANTE'
TKFRAME_748_SPEC        =     'ANGLES'
TKFRAME_748_ANGLES      =     (-43,0,-45/0/45)
TKFRAME_748_AXES        =     (1,2,3)
TKFRAME_748_UNITS       =     'DEGREES'
```

- *Sky Horn Antenna*: è l'antenna che dovrebbe permettere la calibrazione dello strumento. Non è nota a priori la sua orientazione in quanto uno degli obiettivi dello studio di missione è determinare quella più conveniente, cioè quella che evita il disturbo derivante dall'osservazione di corpi caldi (come la Terra, il Sole e la Luna). Una orientazione conveniente potrebbe essere caratterizzata da un angolo di elevazione (descritto da una rotazione intorno all'asse **Y**) pari a 20°.

```
FRAME_SKY_HORN          =     848
FRAME_848_NAME          =     'SKY_HORN'
FRAME_848_CLASS         =     4
FRAME_848_CLASS_ID      =     848
FRAME_848_CENTER        =     '-313'
TKFRAME_848_RELATIVE    =     'ORBITANTE'
TKFRAME_848_SPEC        =     'ANGLES'
TKFRAME_848_ANGLES      =     (0,20,10)
TKFRAME_848_AXES        =     (1,2,3)
TKFRAME_848_UNITS       =     'DEGREES'
```

I.IV. DEFINIZIONE DEL TEMPO

Una grandezza fondamentale da definire in ogni problema scientifico è il tempo. Alla base della definizione del tempo vi è il cosiddetto *TAI* (*International Atomic Time*), che è un calcolo continuo dei secondi trascorsi dalla determinazione astronomica della mezzanotte del 1 gennaio del 1958 all'osservatorio di Greenwich, basato su duecento

orologi atomici sparsi nei laboratori di cinquanta nazioni differenti. La misurazione di questo tempo si basa sullo standard *UTC* (*Universal Coordinated Time*), che è la base della moderna definizione del tempo civile.

Un altro standard per misurare il tempo è l'*Universal Time* (*UT*): esso viene definito come il tempo che intercorre tra il passaggio sullo stesso meridiano di una stessa stella (vedi **Fig. I-VII**). Si sceglie una stella anziché il Sole perché risulta essere una misurazione più precisa.

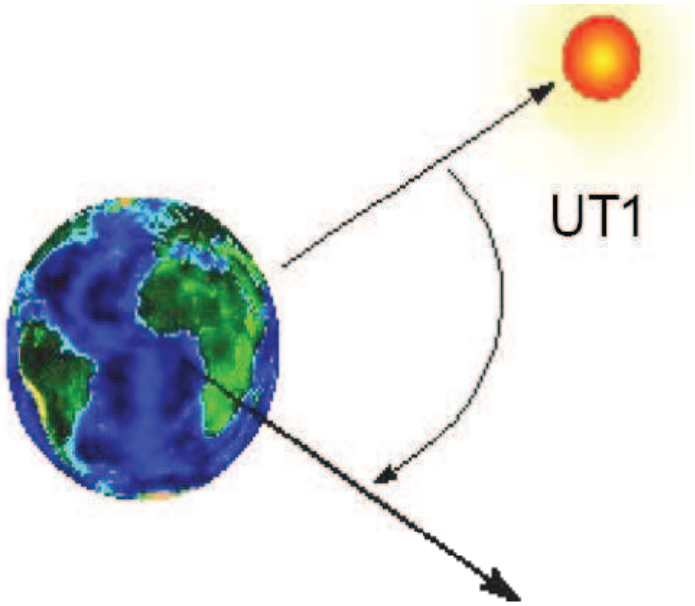


Fig. I-VII: Definizione dell'*Universal Time*

In teoria le misurazioni *UTC* ed *UT* dovrebbero portare agli stessi risultati, ma tutto questo non è vero a causa del fatto che la rotazione terrestre non è uniforme. Quando la differenza tra il tempo atomico e quello universale diviene più grande di 0.9 secondi si introducono i cosiddetti *leap seconds*, che a seconda i casi vengono aggiunti o sottratti a giugno o a dicembre.

Un'altra misurazione alternativa di tempo è il tempo alle effemeridi (*ET*). Ne esistono due tipi differenti usati nelle *SPICE*: il *Barycentric Dynamic Time* (*TDB*), usato per descrivere il moto dei pianeti rispetto al baricentro del Sistema Solare e il *Terrestrial Dynamic Time* (*TDT*), usato per descrivere il moto di un corpo vicino alla Terra. Nelle *SPICE*, inoltre, *ET* e *TDB* sono praticamente la stessa cosa e indicano i secondi passati rispetto all'epoca di definizione del riferimento *ECIJ2000* (in pratica il 1° gennaio del 2000 a mezzogiorno sul meridiano di Greenwich).

I.V. UTILIZZO DELLE SPICE

I principali componenti del sistema *SPICE* sono due: i *file* di dati, chiamati *kernel*, e il *toolkit*.

I *kernel* sono composti da un insieme di dati ed informazioni derivanti da precedenti missioni spaziali organizzati in modo da garantire un rapido accesso e un rapido utilizzo. Alla base dell'utilizzo di queste librerie è necessario definire almeno 4 classi di *kernel* descritte a seguire.

- *Frame Kernel (FK)*: contiene la descrizione dei sistemi di riferimento introdotti, inclusi sistemi di riferimento per vari strumenti di bordo. È anche prevista la possibilità di introdurne di nuovi rispetto a quelli normalmente previsti;
- *Spacecraft Clock Kernel (SCLK)*: contiene i coefficienti necessari a passare dal tempo determinato a bordo del satellite al tempo delle effemeridi (*ET)*;
- *Leap Seconds Kernel (LSK)*: contiene una tabulazione relativa ai *leap seconds* che permette di passare dal Tempo Universale (*UTC*) al tempo alle effemeridi (*ET*). È necessario caricare questo *kernel* all'inizio dell'utilizzazione delle *SPICE* in quanto altrimenti non si è in condizione di trattare i tempi attraverso queste librerie;
- *Planetary and Lunar Ephemeris*: contiene i dati delle migliori stime attuali riferite alle orbite dei pianeti del Sistema Solare, della Luna e dei campi magnetici ad essi relativi. Misurazioni successive dei parametri orbitali dei pianeti portano aggiornamenti di questa libreria circa ogni decade.

Il *toolkit*, che è il cuore del sistema *SPICE*, contiene una libreria di *routines* che permettono di leggere i *kernel file* e di calcolare i parametri di interesse.

A seguire si indicano le *routine* effettivamente utilizzate nel lavoro svolto.

I.V.I. La *SPICE furnsh*

Questa *routine* consente di caricare i *kernel file* desiderati, premettendo così il corretto funzionamento delle successive *SPICE* usate. È il primo passo necessario alla corretta utilizzazione del sistema.

La sintassi è semplice, ma può risultare difficile capire quali sono i *file* ai quali si appoggiano le singole *routine* utilizzate successivamente. Per quanto detto in precedenza si vede che è necessario sempre caricare almeno i tre *kernels* mostrati a seguire.

- *naif0009.tls*: è il *file* in cui sono tabulati i *leap seconds*;
- *pck00008.tpc*: è il *file* in cui sono contenuti i dati relativi alle orbite dei pianeti del Sistema Solare;
- *Gravity.tpc*: è il *file* in cui sono contenuti i dati relativi ai campi gravitazionali dei pianeti considerati anche nel precedente *pck00008.tpc*.

Qualora si definiscono dei sistemi di riferimento aggiuntivi come visto nei paragrafi precedenti, è necessario caricare anch'essi affinché il sistema li riconosca. Se invece si dovessero utilizzare dei sistemi di riferimento già contenuti nelle librerie *SPICE* tutta questa operazione non è più necessaria (un esempio sono i riferimenti visti precedentemente *ECIJ2000* o *IAU_EARTH*).

A seguire si mostra la chiamata per questa funzione.

```
cspice_furnsh(nome file da caricare)
```

Una volta che si sono effettuate tutte le operazioni per le quali il *file* era stato caricato conviene ripulire la memoria utilizzando il comando *cspice_kclear*.

I.V.II. La *SPICE str2et*

Permette di convertire una stringa che indica la data in un valore che rappresenta il numero di secondi *TDB* passati dal giorno di riferimento del sistema *J2000* fino alla data inserita.

È possibile richiamare questa funzione attraverso la riga di comando che si mostra a seguire.

```
et = cspice_str2et( data )
```

Dove:

- *data*: è la stringa che indica la data di interesse. Si possono fornire in ingresso anche vettori di date, per esempio quella di inizio analisi e quella coincidente con la fine;
- *et*: è uno scalare o un vettore (a seconda che *data* sia un vettore o uno scalare) ed indica il numero di secondi compresi tra il giorno di riferimento per il sistema *ECIJ2000* e quello (o quelli) indicati da *data*.

I.V.III. La *SPICE spkpos*

Permette di determinare la posizione di un *target* rispetto ad un osservatore, con la possibilità di introdurre una correzione dovuta all'aberrazione stellare e planetaria.

È possibile richiamare questa funzione attraverso la riga di comando mostrata a seguire.

```
[pos ltime] = cspice_spkpos(targ, et, ref, abcorr, obs)
```

Dove:

- *targ*: è la stringa che indica il nome del corpo che si vuole osservare;
- *et*: indica il tempo alle effemeridi per il quale viene condotta l'analisi espresso in secondi. Può essere uno scalare o un vettore;
- *ref*: indica il nome del sistema di riferimento rispetto al quale si vuole che venga espresso il vettore posizione calcolato;
- *abcorr*: permette di effettuare una correzione da applicare al calcolo della posizione del *target* qualora il calcolo si basi su osservazioni di corpi molto lontani;
- *obs*: è il nome del corpo rispetto al quale si effettua l'osservazione;
- *pos*: è uno scalare o un vettore che indica la posizione calcolata per l'intervallo di tempo desiderato e nel sistema di riferimento espresso da *ref*. Punta dall'osservatore verso il *target*;
- *ltime*: esprime il tempo di illuminazione in un'unica direzione tra il target e l'osservatore, anch'esso può essere uno scalare o un vettore.

A seguire si mostra il caso in cui si inserisce un vettore di tempi e non un singolo scalare.

```
et = data_iniziale + step * tempo_propagazione
```

Restituisce in uscita la matrice che viene visualizzata di seguito.

$$\begin{matrix} posX(t=0) & posY(t=0) & posZ(t=0) & ltime(t=0) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ posX(t=n) & posY(t=n) & posZ(t=n) & ltime(t=n) \end{matrix}$$

I.V.IV. La *SPICE spkezr*

Permette di determinare il vettore posizione (posizione e velocità) di un *target* rispetto ad un osservatore, con la possibilità di effettuare una correzione per l'aberrazione planetaria e stellare.

La sintassi è in tutto e per tutto simile a quella relativa a spkpos come si può vedere dalla funzione chiamante mostrata.

```
[pos_vel ltime] = cspice_spkpos(targ, et, ref, abcorr, obs)
```

In questo caso a cambiare è l'*output*, in quanto la matrice in uscita sarà composta da sette colonne e da *n* righe in funzione della dimensione di *et*.

$$\begin{matrix} P_x(t=0) & P_y(t=0) & P_z(t=0) & V_x(t=0) & V_y(t=0) & V_z(t=0) & ltime(t=0) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ P_x(t=n) & P_y(t=n) & P_z(t=n) & V_x(t=n) & V_y(t=n) & V_z(t=n) & ltime(t=n) \end{matrix}$$

I.V.V. La *SPICE recrad*

Converte le coordinate rettangolari (Cartesiane) in coordinate ascensione – declinazione.

La funzione chiamante viene mostrata a seguire.

```
[range ra dec] = cspice_recrad(pos)
```

Dove:

- *pos*: è uno scalare o un vettore che si intende convertire da coordinate rettangolare in ascensione retta;
- *range*: è uno scalare o un vettore (in funzione degli elementi di *pos*) che descrive la distanza tra la posizione e l'origine del sistema di riferimento;
- *ra*: è uno scalare o un vettore che descrive l'ascensione retta del corpo di cui si conosce la posizione;
- *dec*: è uno scalare o un vettore che descrive la declinazione del corpo studiato.

Nel caso in cui si consideri sempre lo stesso vettore *et*, l'*output* sarà come si mostra a seguire.

$$\begin{matrix} range[pos(t=0)] & ra[pos(t=0)] & dec[pos(t=0)] \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ range[pos(t=n)] & ra[pos(t=n)] & dec[pos(t=n)] \end{matrix}$$

I.V.VI. La *SPICE srfxpt*

Permette di calcolare il punto intercettato sulla superficie di un *target* da un raggio rispetto ad un osservatore assegnando la direzione, con la possibilità di effettuare una correzione per l'aberrazione planetaria e stellare.

É possibile richiamare la funzione attraverso la riga di comando mostrata a seguire.

```
[spoint,dist,trgepc,obspos,found] =
cspice_srfxpt(method,target,et,abcorr,obsrvr,dref,dvec)
```

Dove:

- *method*: indica il modello utilizzato per descrivere il *target*. Al momento viene contemplato soltanto *ELLIPSOID*, con il quale si descrive la superficie del corpo osservato tramite un'ellisse.
- *target*: è la stringa che indica il nome del corpo che si vuole osservare;
- *et*: indica il tempo alle effemeridi per il quale viene condotta l'analisi espresso in secondi. Può essere uno scalare o un vettore;
- *abcorr*: permette di effettuare una correzione al fine di considerare problemi di aberrazione;

- *dref*: è il nome del riferimento nel quale viene espresso *dvec*;
- *dvec*: è un vettore colonna di coseni direttori che indica il fascio emanato dall'osservatore;
- *spoint*: è un vettore (o uno scalare a seconda come viene definito *et*) che indica le coordinate in un sistema di riferimento cartesiano dei punti per i quali è verificata l'intersezione tra il raggio studiato e la superficie del *target body*;
- *dist*: esprime la distanza in chilometri tra l'osservatore ed il corpo osservato;
- *trgepc*: restituisce l'epoca in cui avviene l'intersezione tra la superficie ed il raggio in esame. Questa grandezza viene espressa come i secondi passati rispetto all'epoca di riferimento *J2000 TDB*;
- *obspos*: è il vettore posizione tra l'osservatore ed il *target* definito rispetto all'epoca *trgepc*;
- *found*: è un vettore di valori *booleani* che restituisce 1 quando si verifica l'intersezione e 0 quando questa condizione non è verificata.

I valori presi in considerazione tra tutti quelli in *output* sono stati quelli relativi a *spoint* ed a seguire si mostra la forma con cui vengono messi a disposizione dell'utilizzatore.

$$\begin{matrix} spoint_X(t=0) & \cdots & spoint_X(t=n) \\ spoint_Y(t=0) & \cdots & spoint_Y(t=n) \\ spoint_Z(t=0) & \cdots & spoint_Z(t=n) \end{matrix}$$

I.VI. DIFFICOLTÀ LEGATE ALL'UTILIZZO DELLE *SPICE*

Usare queste librerie è molto comodo, ma in generale possono nascere comunque difficoltà di vario tipo: prima di tutto questo potentissimo strumento di analisi per l'utente è un *black box*, in secondo luogo si possono incontrare alcune difficoltà dovute al fatto che queste librerie procedono per interpolazione dei dati forniti e, infine, si hanno difficoltà concettuali quando non ci si riferisce ad un corpo del quale si hanno dati all'interno del sistema, come può essere un nuovo satellite.

Questi problemi non minano alle fondamenta il sistema fin qui studiato, ma è necessario entrare nella logica giusta per poterlo sfruttare pienamente.

I.VI.I. *SPICE* come *black box*

In generale questo aspetto può essere considerato sia come un punto di forza che come una debolezza del sistema: è un pregio perché permette un approccio molto facile a problematiche altrimenti molto più complesse, fattibile anche per persone meno avvezze alla dinamica orbitale. Al contempo, però, si rivela anche un difetto, in quanto il codice su cui si basano le *routines* non è accessibile all'utente. Tutto questo può mettere in crisi qualora l'analisi che si deve effettuare non è propriamente coincidente con quella offerta dalle *SPICE*, in quanto in questo caso perderebbero di utilità. Tutto ciò potrebbe essere risolto, invece, ritoccando opportunamente la *routine* di interesse.

Inoltre, la non accessibilità del codice, alcune volte può portare anche alla mancanza di chiarezza dei risultati per l'utente. In alcuni casi, infatti, non è ben chiaro il risultato ottenuto a valle dell'utilizzo di una determinata *routine*, così come non è chiara la sua stabilità.

L'approccio che si è portato avanti in questo lavoro di tesi nell'utilizzo di tali librerie è stato quello di verificare sempre i risultati ottenuti attraverso una serie di *test cases*, che hanno anche permesso di capire moltissime cose sulle *routines* sfruttate. Il problema, però, potrebbe nascere qualora non si avessero a disposizione dei *tests* da poter effettuare, in quanto niente potrebbe validare il calcolo. A questo punto sarebbe stato utile che l'utente potesse almeno capire la logica con la quale ricavato il risultato richiesto.

I.VI.II. *SPICE* come interpolatore

Già all'inizio della trattazione si è visto che queste librerie non effettuano un vero e proprio calcolo analitico delle grandezze richieste, ma si limitano semplicemente ad interpolare i dati che sono stati ricavati nell'ambito delle varie missioni spaziali. Se tutto questo è sicuramente un bene per quanto concerne il tempo di calcolo, in alcuni casi può minare l'accuratezza dei risultati se non si tiene in conto questo aspetto.

Infatti, un'importante caratteristica che si è notata è che, disponendo di determinate effemeridi di un corpo non direttamente contenuto nel *database* di queste librerie, qualora si effettuasse un'analisi usando queste *routines*, vanno persi alcuni istanti di tempo.

Precisamente le librerie *SPICE* utilizzano i primi due valori per cominciare l'interpolazione e successivamente l'ultimo va perso per interpolarlo con il penultimo. Se infatti si provasse a fare partire l'interpolazione esattamente dal primo valore disponibile nelle effemeridi il sistema restituirebbe un errore.

Qualora non si considerasse questo aspetto e si facesse cominciare l'interpolazione dal secondo valore in poi si avrebbe una perdita progressiva di precisione al crescere dello *step* di propagazione. In pratica si assegna un delta iniziale alla funzione ricavata, che manterrà lo stesso andamento di quella attesa, ma subirà uno spostamento in alto o in basso a seconda che il secondo valore sia maggiore o minore del primo (vedi **Fig. I-VIII**).

Riassumendo il tutto, si vede che sfruttando le *SPICE* su di un'intera propagazione per corpi aggiuntivi, cioè per i quali non si abbiano effemeridi contenute nel *database* del sistema, si hanno dei risultati che possono presentare errori non trascurabili se non si tiene in opportuna considerazione il fatto che alcuni valori vanno persi per esigenze legate all'interpolazione.

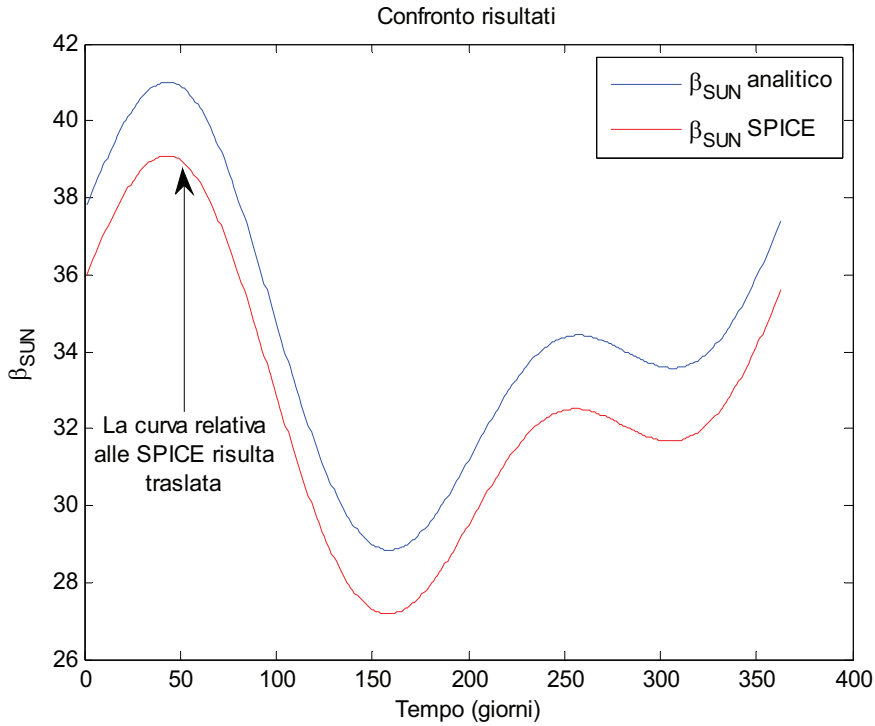


Fig. I-VIII: Confronto dei risultati tra un calcolo analitico e le *SPICE*

In **Fig. I-IX** si mostra l'errore al quale si arriverebbe se non si considerasse questo aspetto legato all'interpolazione delle *SPICE*.

L'errore tende a crescere o a decrescere in funzione del fatto che lo *step* temporale scelto sia molto grande o sempre più piccolo. Quello che si nota, però, è che il problema resta e per risolverlo è importante cambiare strategia di lavoro con queste librerie.

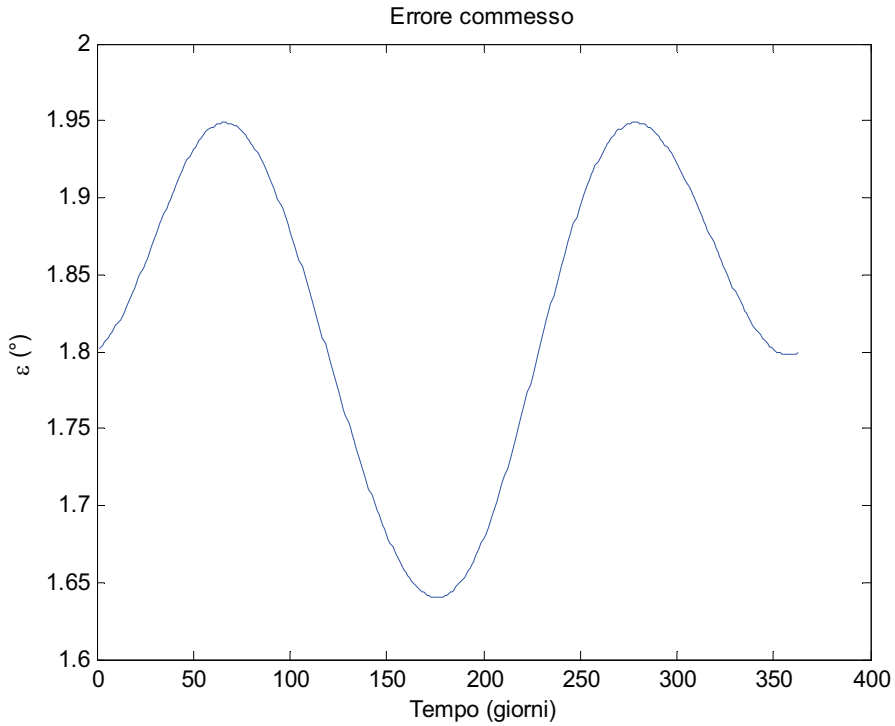


Fig. I-IX: Stima dell'errore commesso

Due sono i metodi risolutivi che si sono individuati:

- *Generare le effemeridi in un tempo antecedente la data di lancio almeno di due step*: è, probabilmente, il metodo usato in maniera implicita per i corpi celesti già disponibili nelle *SPICE*. Così facendo basterà avere almeno dati disponibili di due *steps* antecedenti a quelli di interesse per non incorrere più in questo problema di valore iniziale. Attualmente un'operazione del genere viene effettuata di *default* per tutti i corpi celesti contenuti nelle librerie, in quanto i dati a disposizione sono tantissimi e soprattutto i valori iniziali risalgono a molti anni fa, per cui l'interpolazione non va mai a toccare il valore iniziale di interesse, ma quello riferito a svariati anni fa, regalando un'assoluta accuratezza per l'analisi voluta;
- *Far partire l'interpolazione SPICE ad un valore iniziale compreso tra il primo ed il secondo*: è un metodo meno preciso ma che in alcuni casi può essere utile perché molto facile da introdurre. Si ha sempre un certo errore, ma in generale è possibile trascurarlo (vedi **Fig. I-X**). Proprio per questo motivo si è preferito questo tipo di approccio, ma il *software* è stato pensato per sfruttare comunque anche l'altro tipo di risoluzione.

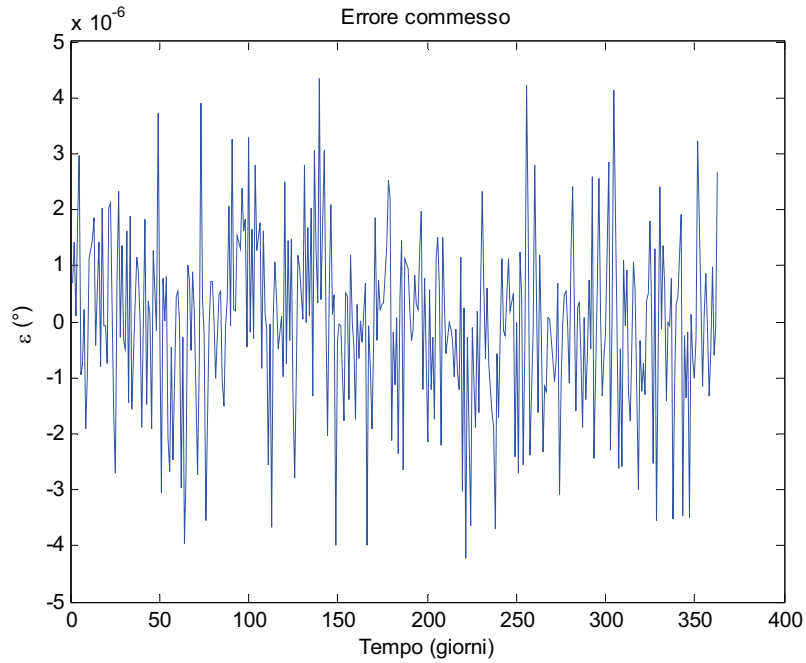


Fig. I-X: Stima dell'errore commesso cambiando il valore iniziale dell'interpolazione

L'interpolazione, inoltre, può causare problemi di *aliasing* (vedi **Fig. I-XI**) ed instabilità (vedi **Fig. I-XII**). La causa è sempre legata alla logica di base di queste librerie, che può generare fenomeni di *aliasing* qualora non si scegliesse accuratamente il passo di interpolazione delle effemeridi generate precedentemente. Questo è un fenomeno, quindi, prettamente legato allo studio di un corpo per il quale si ha la necessità di generare delle effemeridi e successivamente renderle disponibili alle librerie *SPICE*.

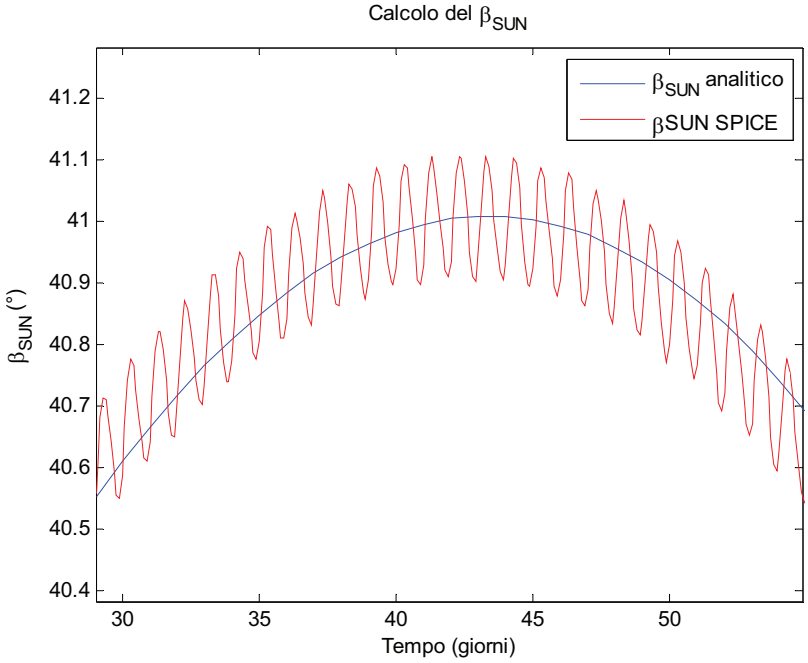


Fig. I-XI: Problemi di da *aliasing* con un passo di interpolazione di 10 volte maggiore rispetto alla propagazione

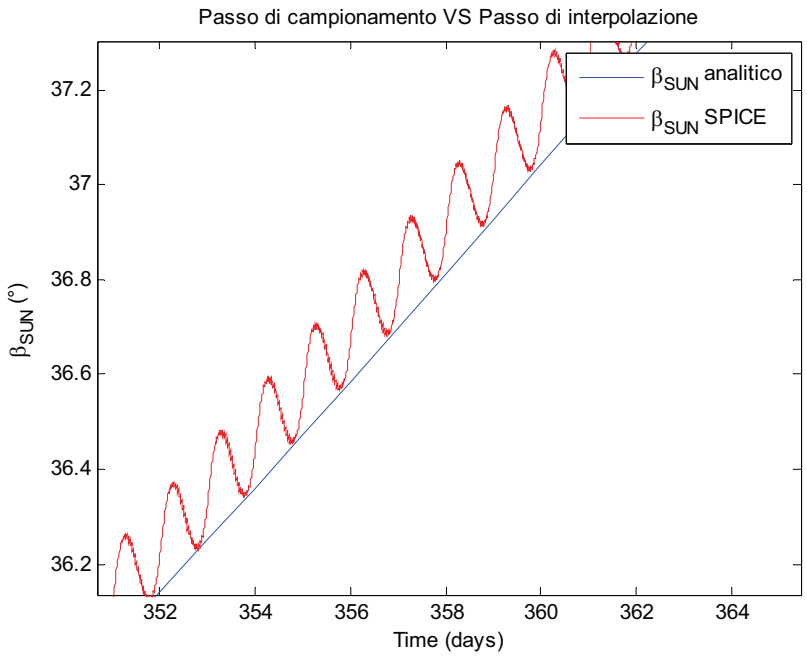


Fig. I-XII: Problemi di instabilità con un passo di interpolazione di 100 volte maggiore rispetto alla propagazione

La soluzione di un problema del genere è scegliere un passo di interpolazione al più uguale a quello con cui si sono generate le effemeridi, in quanto scegliendone uno più fitto si potrebbero avere problemi di *aliasing*, oppure, qualora il passo di interpolazione sia ancora più fitto (circa 100 volte) rispetto a quello relativo alla propagazione, si incontrerebbero fenomeni di completa instabilità in più punti della curva. In generale il primo fenomeno potrebbe anche non avere conseguenze gravi ai fini dei calcoli qualora si sia interessati ad un'analisi qualitativa, mentre per fenomeni di instabilità si perderebbe del tutto la precisione nei risultati all'aumentare del tempo di propagazione.

I.VI.III. *SPICE* nel caso di effemeridi non presenti di *default*

Qualora si voglia studiare un corpo celeste, un satellite, un *rover* o un qualsivoglia tipo di corpo per il quale non si abbiano a disposizione le effemeridi nelle librerie del sistema, l'uso delle *SPICE* deve essere combinato a metodi analitici potenti per garantire a queste librerie i giusti *files* in input.

Questo è proprio il caso che si è dovuto affrontare nell'ambito di questo lavoro di tesi, incentrato sull'analisi orbitale riferita ad un satellite per il quale il sistema non aveva effemeridi.

In generale a questo sistema serve sapere come evolve la posizione e la velocità del corpo che si studia nel tempo dell'analisi, in pratica necessita in input delle sue effemeridi. Una volta note le effemeridi le *SPICE* come sempre provvedono alla voluta interpolazione per gli istanti di tempo richiesti. Quello che è richiesto è la generazione di un nuovo

Spacecraft kernel (*SPK*), in questo caso contenente le effemeridi del corpo in esame (vedi **Fig. I-XIII**).

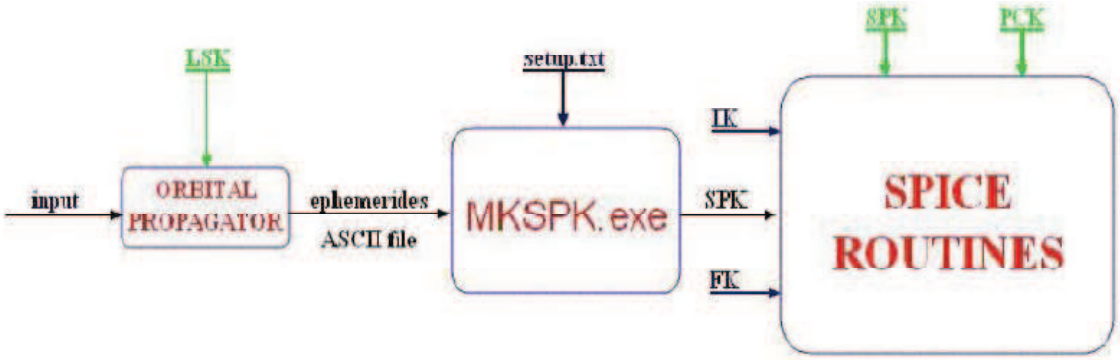


Fig. I-XIII: Flusso logico per sfruttare le *SPICE* nell'analisi di un corpo *extra*

Le librerie *SPICE* prevedono già questo tipo di richiesta da parte dell'utente e quindi ne facilitano moltissimo il lavoro. Infatti nel sottosistema *NAIF* è già presente un eseguibile che dati in input un file di *setup* ed un altro di testo contenente le effemeridi per il satellite, restituisce in output lo *spacecraft kernel* desiderato (vedi **Fig. I-XIV**).

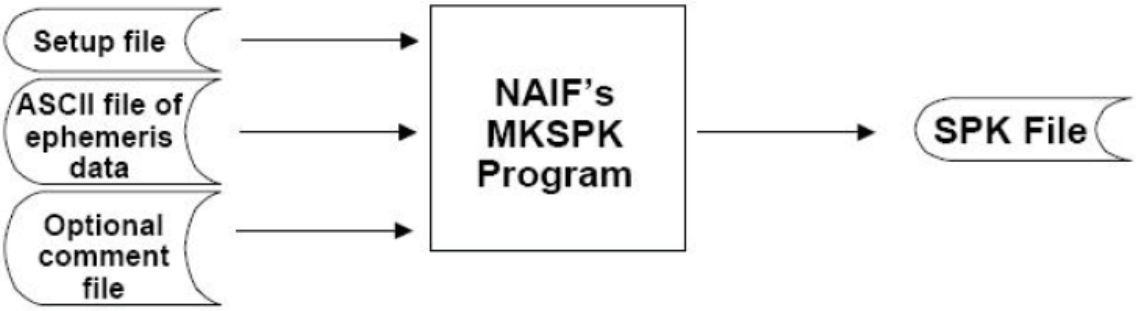


Fig. I-XIV: Flusso logico alla base della generazione di un *SPK file*

L'eseguibile è il programma *MKSPK.exe* che necessita di un opportuno *file* di *setup* per funzionare. Come nel caso visto in precedenza per la definizione dei sistemi di riferimento, anche in questo frangente la sintassi risulta abbastanza rigida. In questo file si evidenziano una serie di aspetti fondamentali per quel che riguarda la propagazione (come ad esempio il nome del file di effemeridi generato, il sistema di riferimento con il quale è avvenuta la propagazione, il tipo di sistema di riferimento a bordo del corpo propagato – in questo caso di tipo 5, cioè dinamico) e la formattazione del file che va a leggere e convertire il programma. A seguire si mostra questo *file*.

```
INPUT_DATA_FILE   = 'effemeridisatECI.txt'
OUTPUT_SPK_FILE   = 'effemeridisatECI.bsp'
INPUT_DATA_TYPE   = 'STATES'
OUTPUT_SPK_TYPE   = 5
OBJECT_ID         = -313
CENTER_NAME       = 'EARTH'
REF_FRAME_NAME    = 'J2000'
PRODUCER_ID       = 'GUIDO FONZO'
DATA_ORDER        = 'EPOCH X Y Z VX VY VZ'
INPUT_DATA_UNITS  = ('ANGLES=DEGREES' 'DISTANCES=km')
DATA_DELIMITER    = 'TAB'
LINES_PER_RECORD  = 1
IGNORE_FIRST_LINE = 0
LEAPSECONDS_FILE  = 'naif0009.tls'
PCK_FILE          = 'Gravity.tpc'
TIME_WRAPPER      = '# ETSECONDS'
SEGMENT_ID        = 'PROVA_SPK_MIO_SAT'
APPEND_TO_OUTPUT  = 'YES'
```

Una volta definito il *setup* comincia la parte impegnativa vera e propria, cioè la generazione delle effemeridi. Questo aspetto del problema ha portato alla necessità di sviluppare un propagatore per poter sfruttare ed integrare le librerie *SPICE* nel progetto sviluppato.

APPENDICE II

MANUALE D'USO DEL *SOFTWARE*

II.I. LANCIARE IL *SOFTWARE* DA ESEGUIBILE

Qualora si possegga soltanto la cartella in cui si ha a disposizione l'eseguibile del programma, è bene procedere secondo quanto viene esposto a seguire.

La prima cosa da fare, al fine di garantire il corretto funzionamento dello stesso e permettere di caricare in memoria le librerie necessarie al suo utilizzo, è lanciare *MCRinstaller* (vedi **Fig. II-I**).

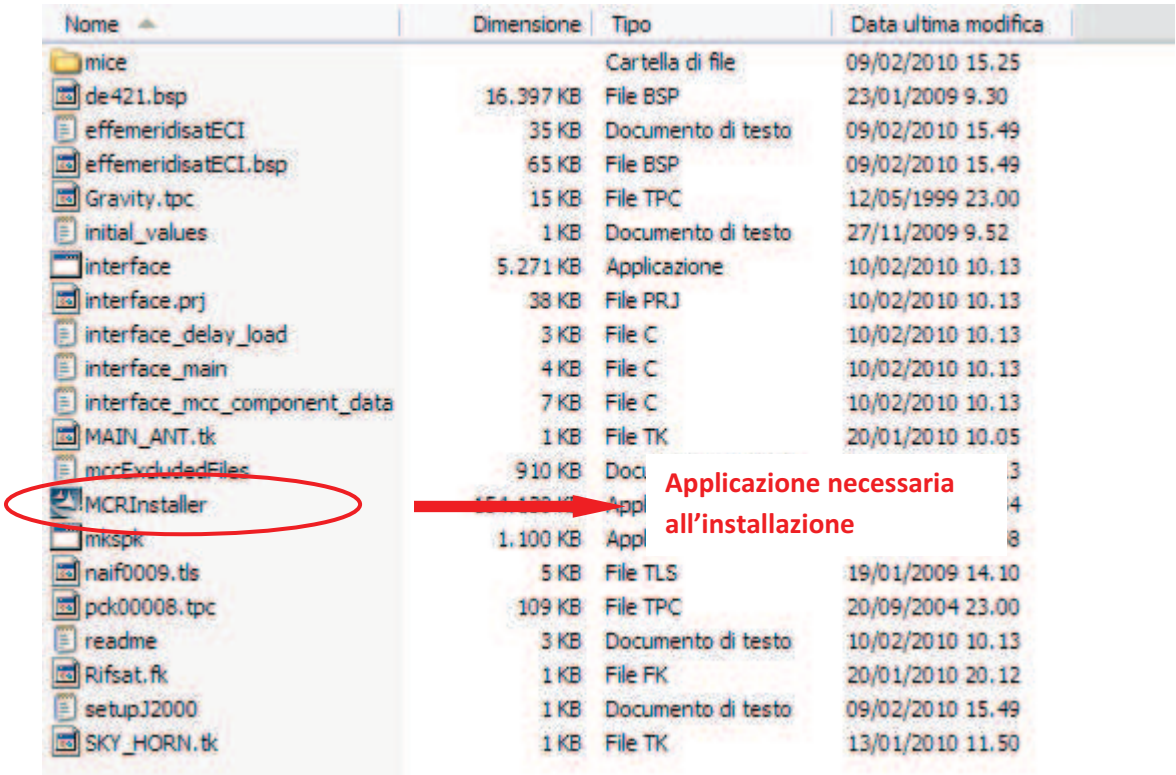


Fig. II-I: Visualizzazione dell'applicazione *MCRinstaller*

L'applicazione che si è lanciata provvederà a rendere indipendente il funzionamento del programma dall'utilizzo o meno di *Matlab*, installando sul *computer* tutte le librerie alle quali si appoggia questo *software* per funzionare. Inoltre, sempre tramite questa operazione, si inizializzano automaticamente le librerie e le *routine SPICE*.

A questo punto è possibile lanciare l'eseguibile *interface.exe* (vedi **Fig. II-II**) e cominciare direttamente ad utilizzare il programma.

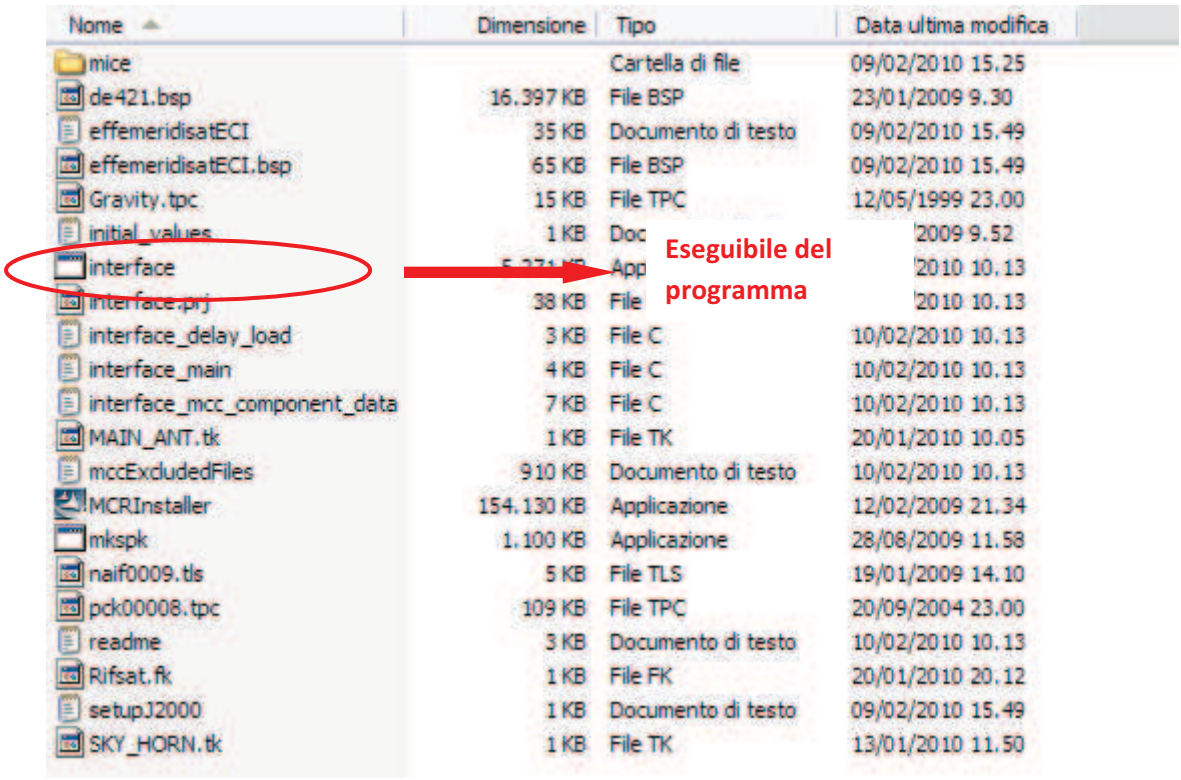


Fig. II-II: Visualizzazione dell'eseguibile del *software*

II.II. LANCIARE IL *SOFTWARE* DA *FILE*

In questo caso, il programma sviluppato può essere facilmente richiamato all'interno di altri *software* oppure utilizzato come un *tool* a sé stante.

Non si tratta l'eventualità in cui l'utente voglia sfruttare il *software* richiamandolo in un altro programma, in quanto le modalità in cui questo può avvenire sono troppo diverse tra loro e strettamente funzione del codice chiamante, da cui una trattazione univoca ed esaustiva di questo aspetto è praticamente impossibile.

Per lanciare il programma è sufficiente aprire l'*mfile* chiamato *interface* (vedi **Fig. II-III**).

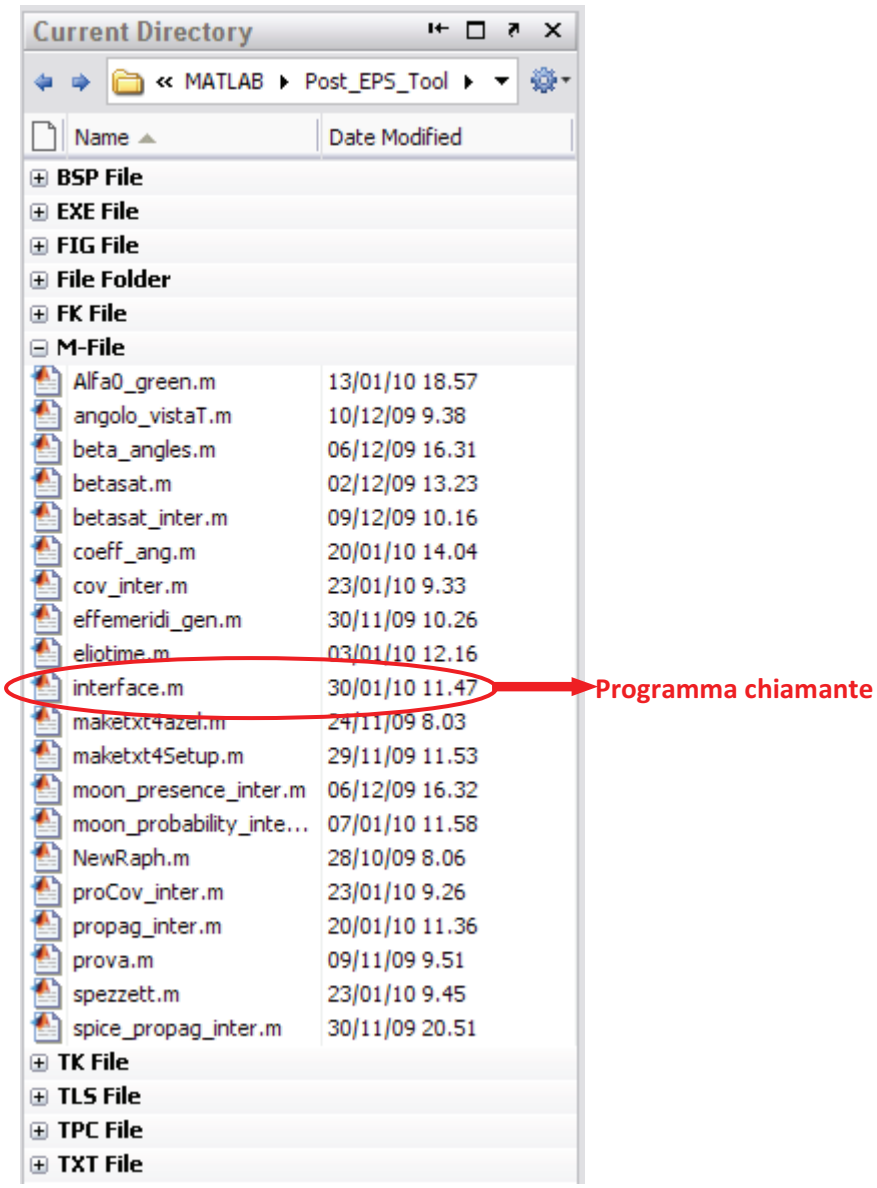


Fig. II-III: Lanciare il *software* da *file*

II.II.I. Inizializzazione del *software*

L'utilizzazione del *software* tramite *file* e non attraverso il suo eseguibile necessita di alcuni passaggi obbligati, necessari ad aggiornare *Matlab* sui propri percorsi di ricerca e soprattutto a caricare i *kernel* delle librerie *SPICE*. In questo caso, infatti, queste operazioni non avvengono più in automatico, ma bisogna eseguirle manualmente, navigando tra le opzioni di *Matlab*. Proprio a questo proposito, inoltre, è necessario precisare che non è più possibile avviare il *tool* senza aver prima aperto una qualsiasi versione di *Matlab* (viene garantito il funzionamento praticamente su tutte le versioni di quest'ultimo).

Per eseguire il programma da *file* è prima di tutto necessario aggiungere ai percorsi di ricerca di *Matlab* quello in cui è possibile trovare la cartella *Mice* (che a sua volta contiene tutte le *SPICE* utilizzate), in questo caso la cartella denominata *Post_EPS_Tool*. A seguire si mostra questo processo:

- Cliccare su *File* e selezionare *Set path* (vedi **Fig. II-IV**);

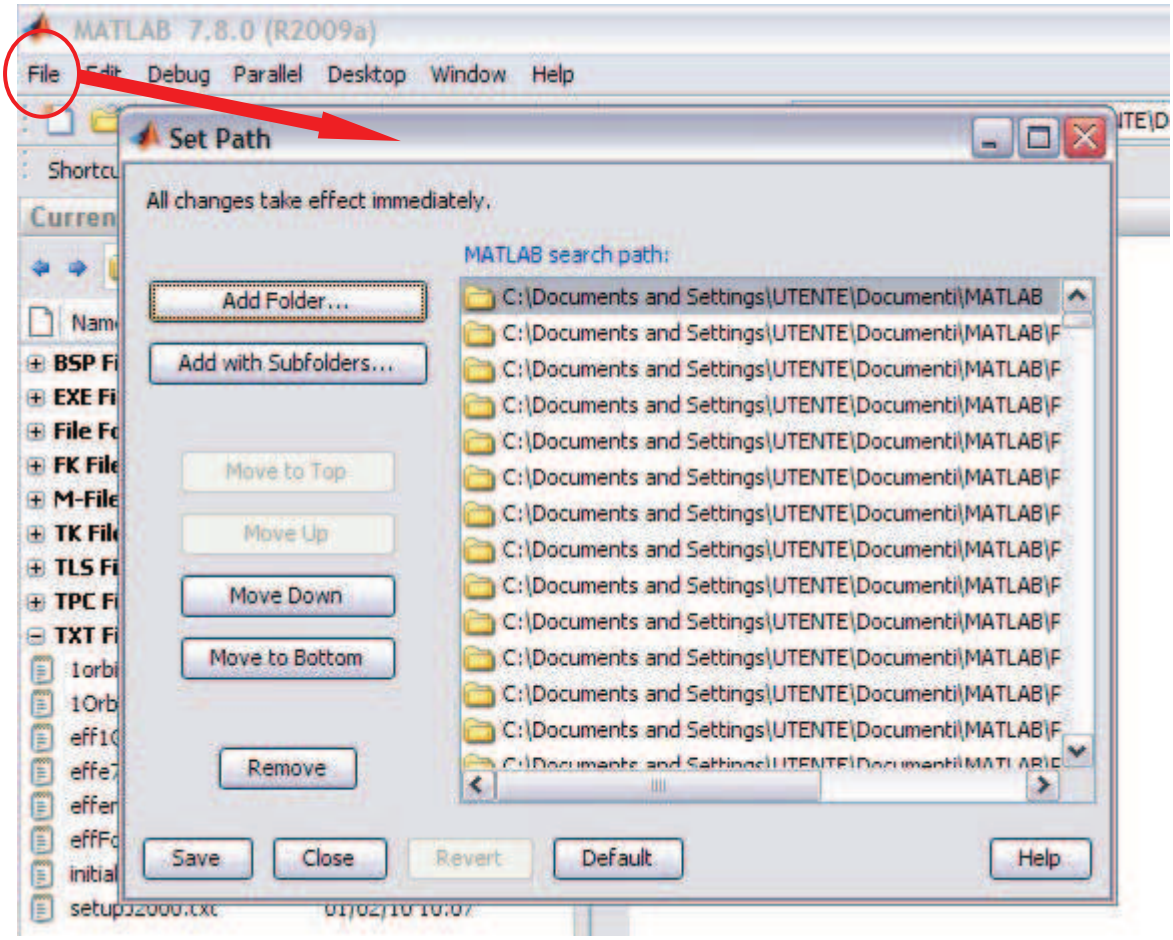


Fig. II-IV: ***Set path***

- Selezionare *Add with Subfolders* e successivamente la cartella *Post_EPS_Tool* (vedi **Fig. II-V**);

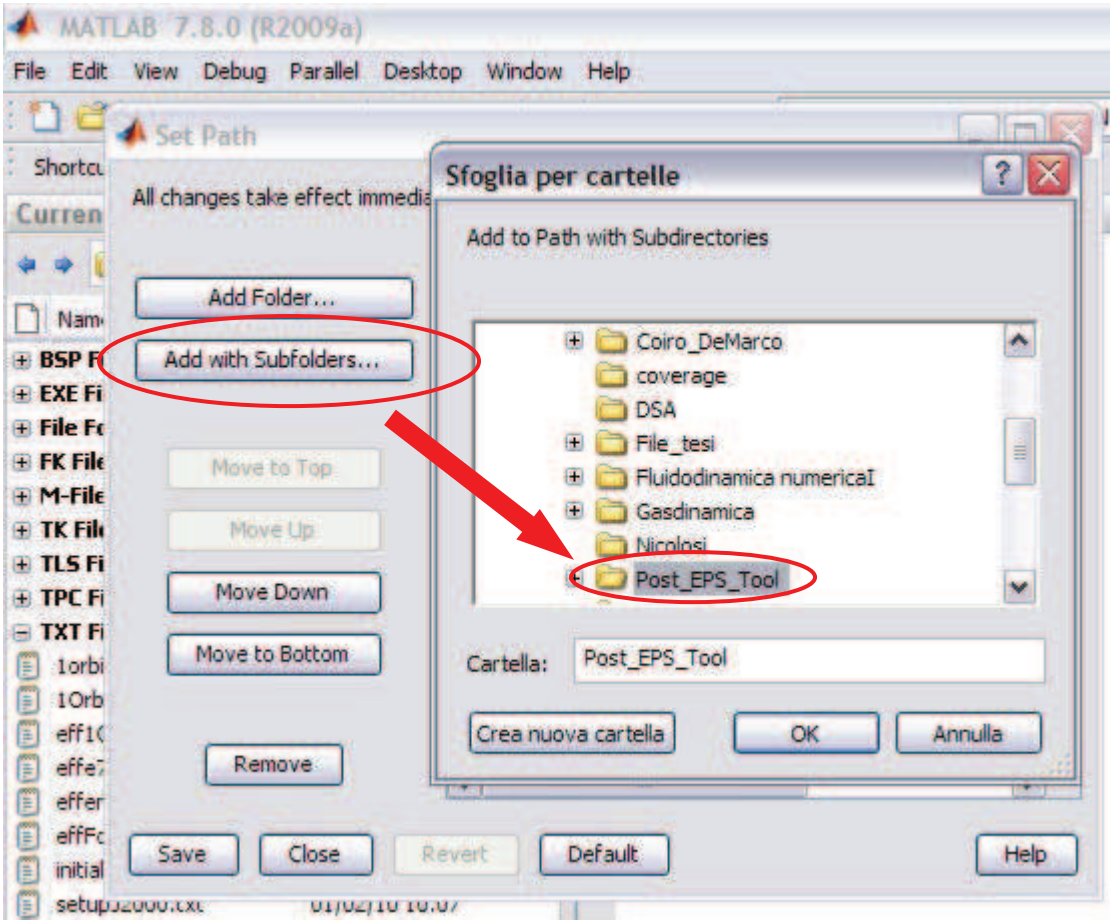


Fig. II-V: ***Add with Subfolders***

A questo punto *Matlab* riconosce il percorso di ricerca, ma per concludere la procedura di inizializzazione è necessario ancora un altro passaggio, e cioè bisogna lanciare le *Mice* per poterle utilizzare in tutte le applicazioni desiderate (vedi **Fig. II-VI**). Per farlo bisogna selezionare la cartella in cui sono contenute le librerie ed in seguito lanciare il *file* di *batch*.

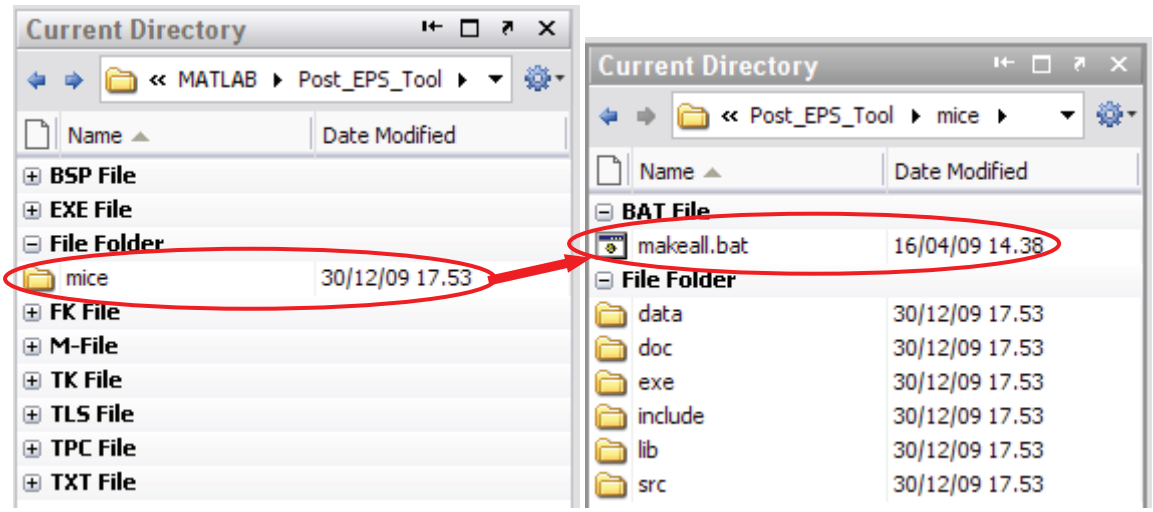


Fig. II-VI: Lancio del *file* di *batch*

La procedura richiederà qualche secondo.

II.III. ORGANIZZAZIONE DEI *FILE*

Quale che sia il modo con cui si è lanciato il *software*, è necessario precisare che per utilizzare correttamente questo programma tutti i *file* che lo compongono devono essere contenuti in una stessa cartella. Per quanto detto non è possibile separare gli *mfile* dagli altri.

Questo programma si basa su differenti tipi di librerie, alcune create appositamente *ex novo* dal *software* stesso, altre, invece, necessarie per sfruttare le *routine SPICE* (vedi **Fig. II-VII**). Al fine di garantire il corretto funzionamento del *software* è fondamentale prestare molta attenzione nel caso si voglia cancellare qualcuna di esse.

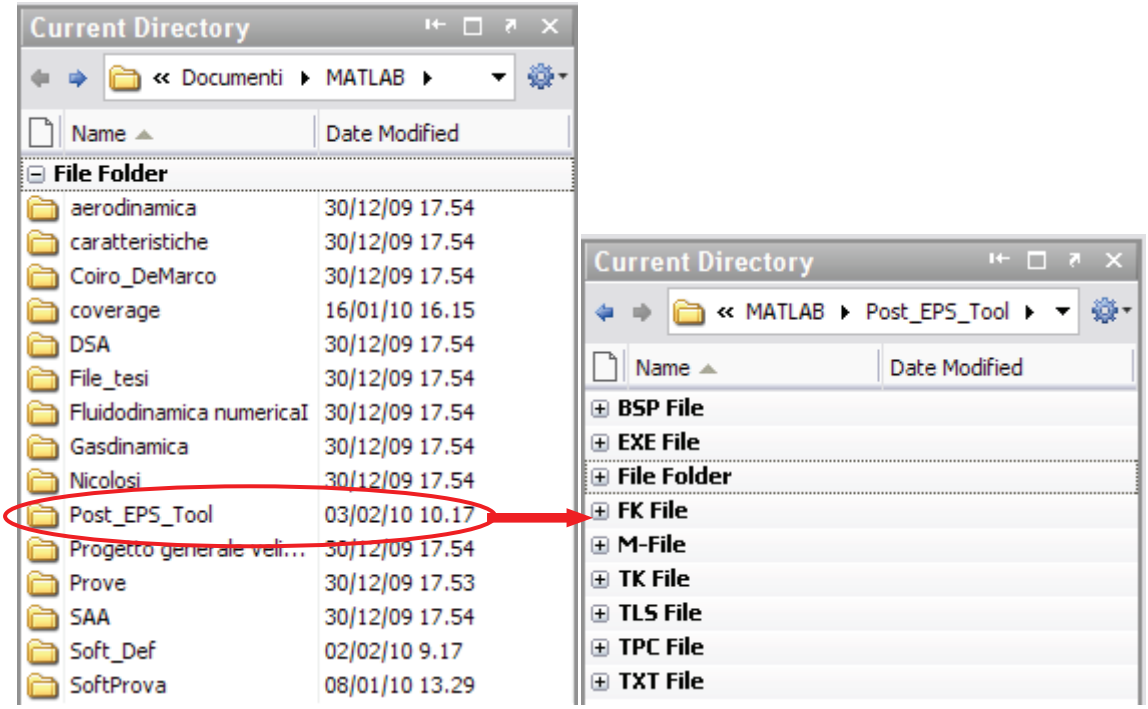


Fig. II-VII : Disposizione dei *file* all'interno della cartella

A seguire si esplicita singolarmente il contenuto per ciascuna sottocartella mostrata in precedenza:

- *BSP file*: In questa cartella rientrano sia il *kernel SPICE* ***de421.bsp*** che le effemeridi generate durante l'utilizzo del programma. Le effemeridi presentate sono in formato binario (vedi **Fig. II-VIII**);

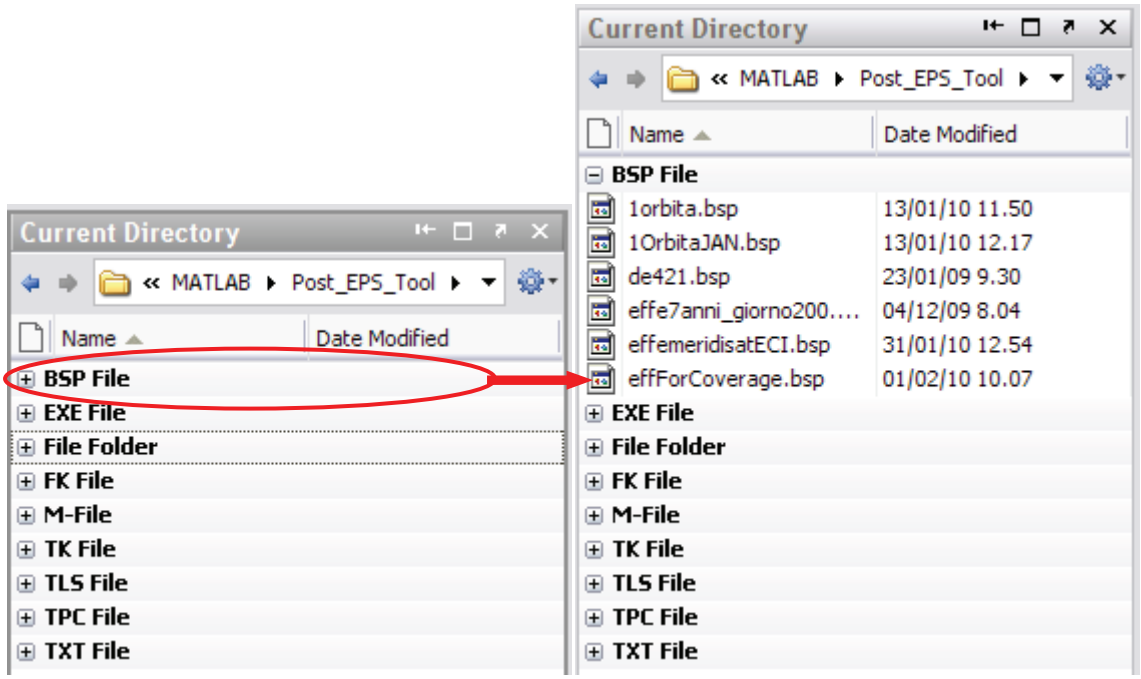


Fig. II-VIII: Elenco dei *file bsp*

- *EXE file*: in questo caso si ha soltanto la *routine SPICE* necessaria alla conversione delle effemeridi generate da *txt* a binario (vedi **Fig. II-IX**);

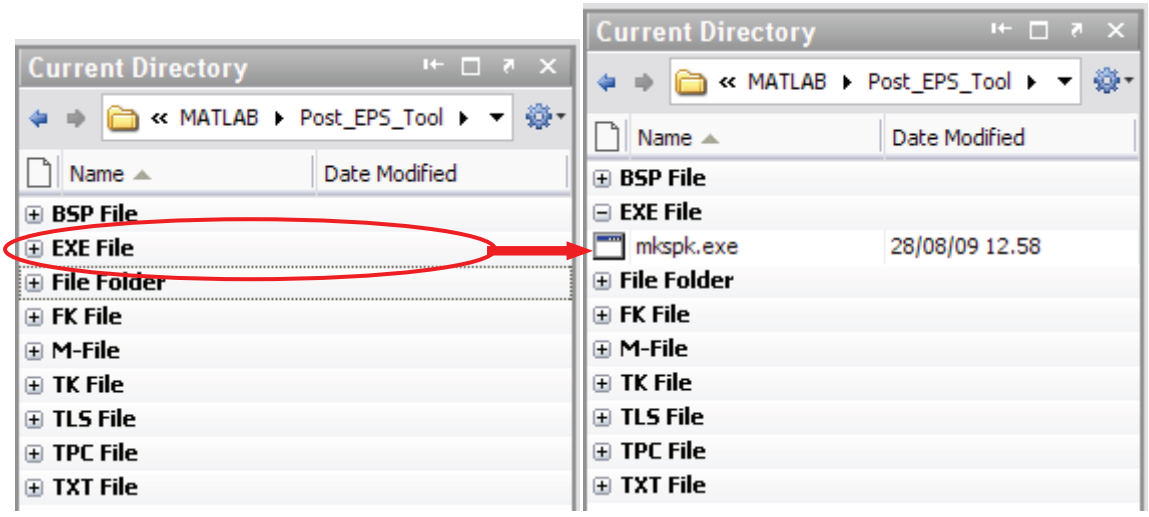


Fig. II-IX: Elenco dei *file exe*

- *File Folder*: questa cartella contiene le librerie *Mice* (vedi **Fig. II-X**), con tutti i *file* di configurazione e tutte le *routine* utilizzabili in funzione della versione scaricata. In questo caso la versione fornita è l'ultima prodotta dalla *NASA*, aggiornata all'aprile del 2009.

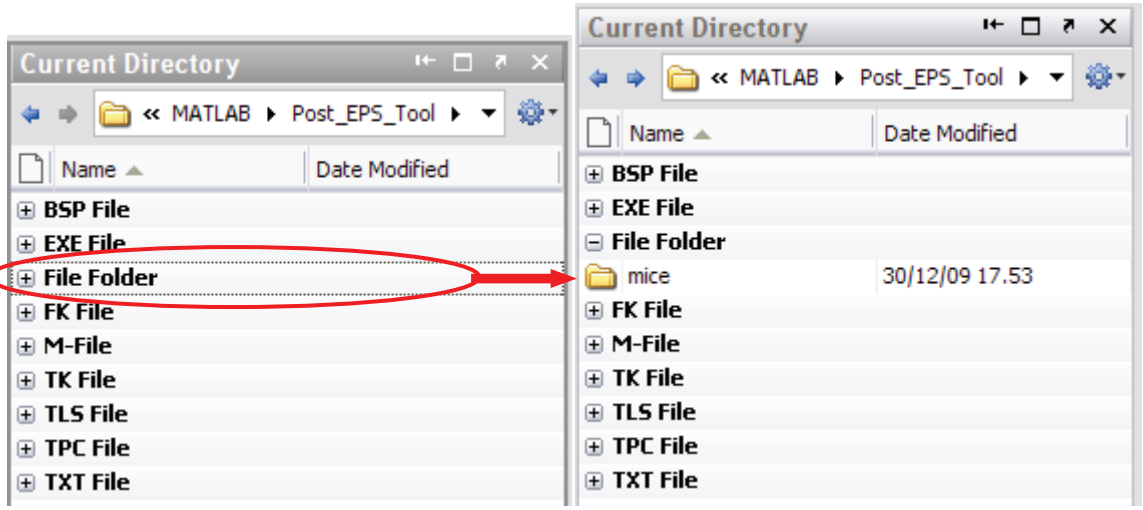


Fig. II-X: Visualizzazione dei *File Folder*

- *FK file*: in questo caso si considerano i *frame kernel*, vale a dire i riferimenti aggiuntivi rispetto a quelli già contenuti in queste librerie. Si ha soltanto *Rifsat*, vale a dire il riferimento orbitante utilizzato nel programma (vedi **Fig. II-XI**);

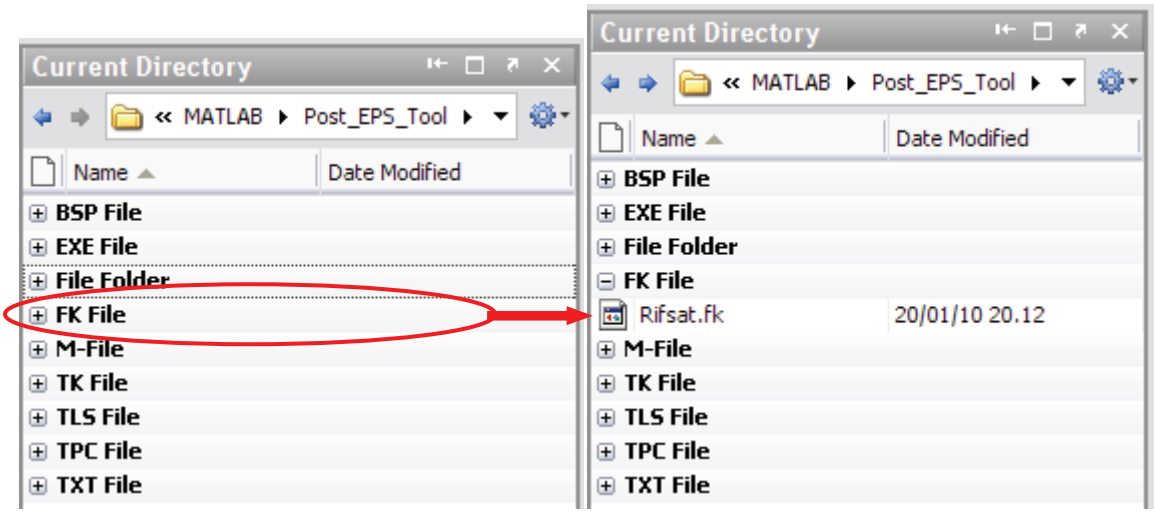


Fig. II-XI: Visualizzazione del *file FK*

- *M – file*: contiene tutte le funzioni e le sottofunzioni su cui si fonda l'intero funzionamento del programma sviluppato (vedi **Fig. II-XII**);

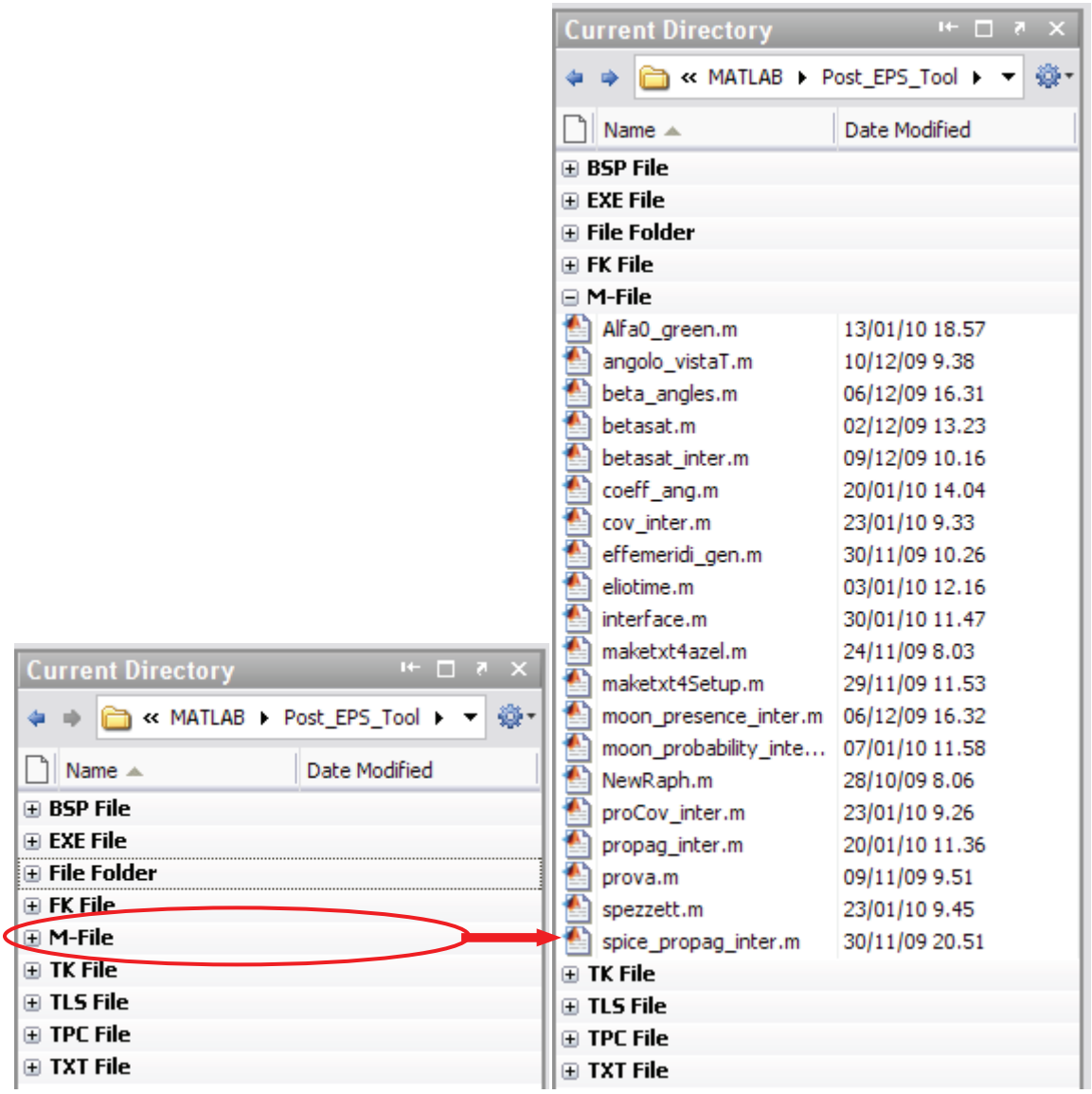


Fig. II-XII: Elenco degli *mfile*

- *TK file*: si intendono i riferimenti associati agli strumenti considerati. In questo caso si ha *MAIN_ANT* e *SKY_HORN* (vedi **Fig. II-XIII**);

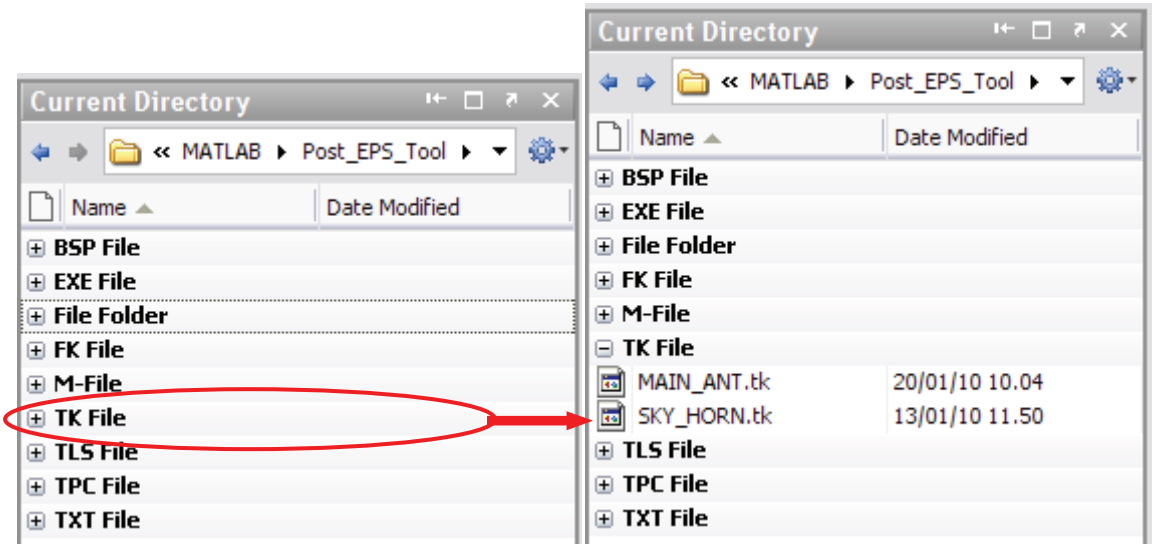


Fig. II-XIII: Elenco dei *tk file*

- *TLS file*: è il *file* relativo ai *Time Leap Seconds*. In questo caso si usa il *naif0009* (vedi **Fig. II-XIV**);

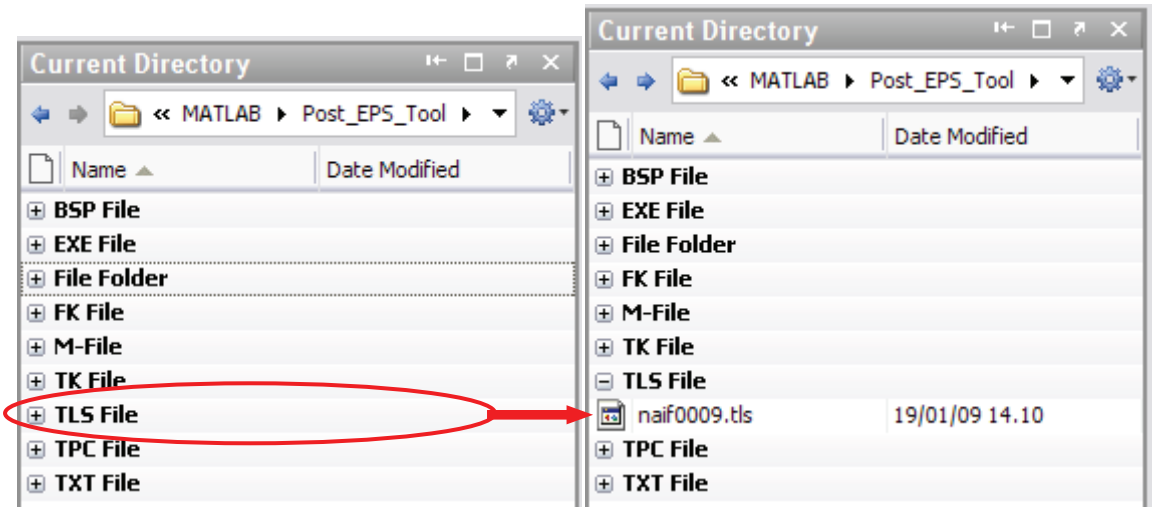


Fig. II-XIV: Visualizzazione dei *TLS file*

- *TPC file*: sono *file* relativi ai *kernel* descrittivi dei pianeti del sistema solare e del loro campo gravitazionale. Sono in pratica 2: *Gravity* relativo alla modellizzazione dell'attrazione gravitazionale, e *pck00008* fondamentale per la descrizione delle caratteristiche peculiari dei vari pianeti (vedi **Fig. II-XV**);

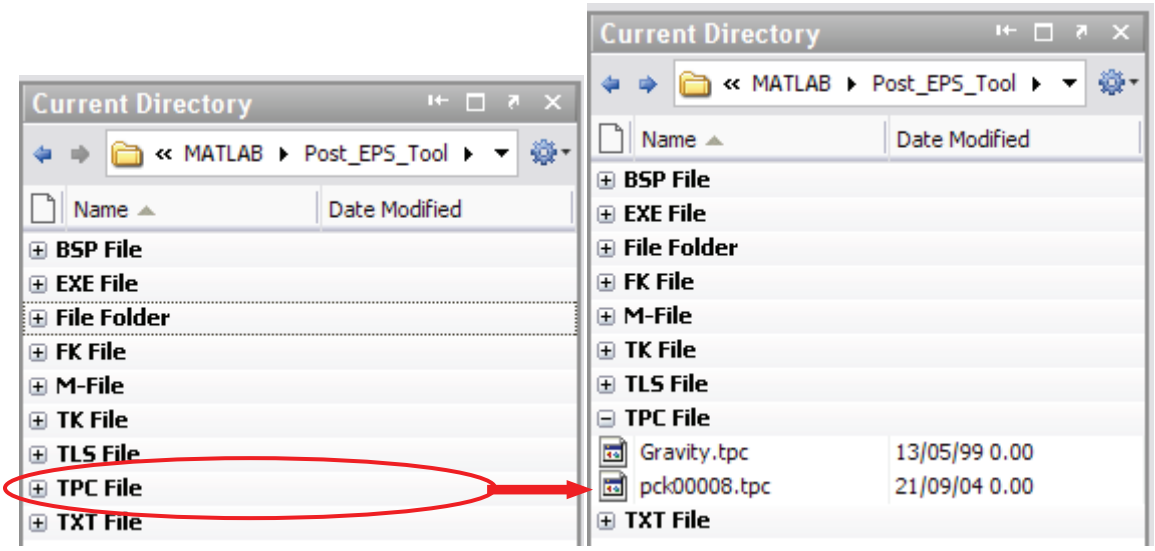


Fig. II-XV: Visualizzazione dei *TPC file*

- *TXT file*: sono i *file* di testo, comprensivi delle effemeridi generate durante l'utilizzo del programma, di quello necessario al *setup* della *routine* ***mkspk*** e dei valori iniziali (vedi **Fig. II-XVI**);

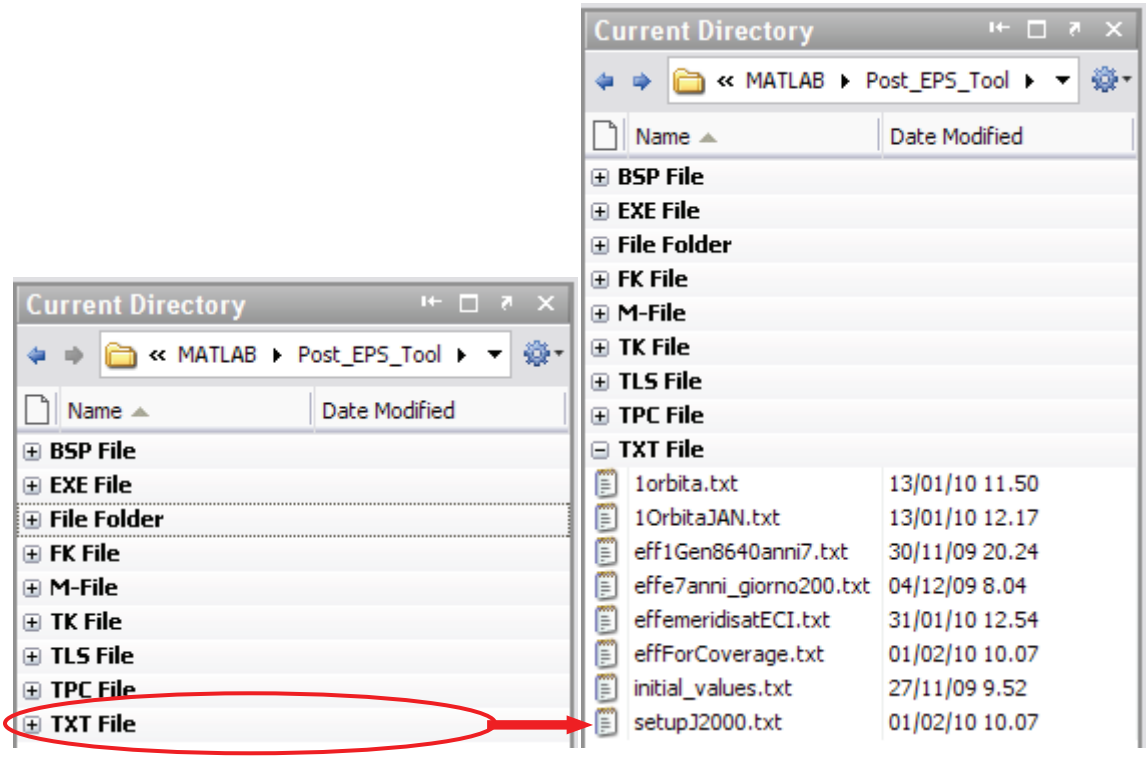


Fig. II-XVI: Visualizzazione dei *TXT file*

Al fine di utilizzare correttamente il programma, è bene mantenere integro il contenuto di questa cartella, con l'unica possibilità di cancellare le effemeridi generate nel corso del suo utilizzo.

II.IV. *LAYOUT* DELL'INTERFACCIA

L'interfaccia del *tool* si presenta divisa in aree tematiche, ognuna delle quali assolve ad un preciso ruolo (vedi **Fig. II-XVII**).

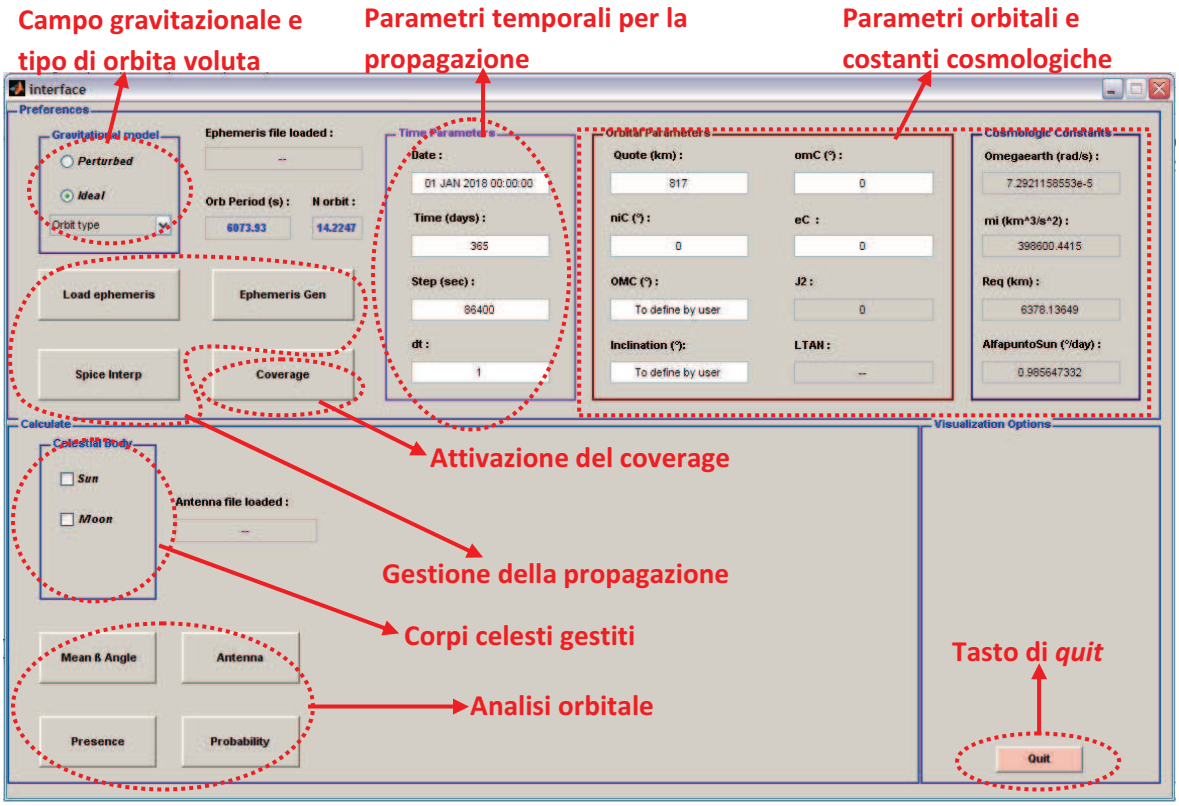


Fig. II-XVII: *Layout* dell'interfaccia utente

Si precisa che questo mostrato è il *layout* base dell'interfaccia, ma la sua configurazione varierà sostanzialmente in funzione del tipo di analisi richiesta. Al fine di comprendere del tutto il funzionamento del *software* si sviluppa il discorso in funzione delle varie possibilità offerte.

II.V. INIZIALIZZAZIONE DELL'INTERFACCIA

Nella gestione dei parametri in *input*, la prima cosa da fare è definire i valori iniziali tramite l'aggiornamento del *file* di testo *initial_values* (vedi **Fig. II-XVIII**).

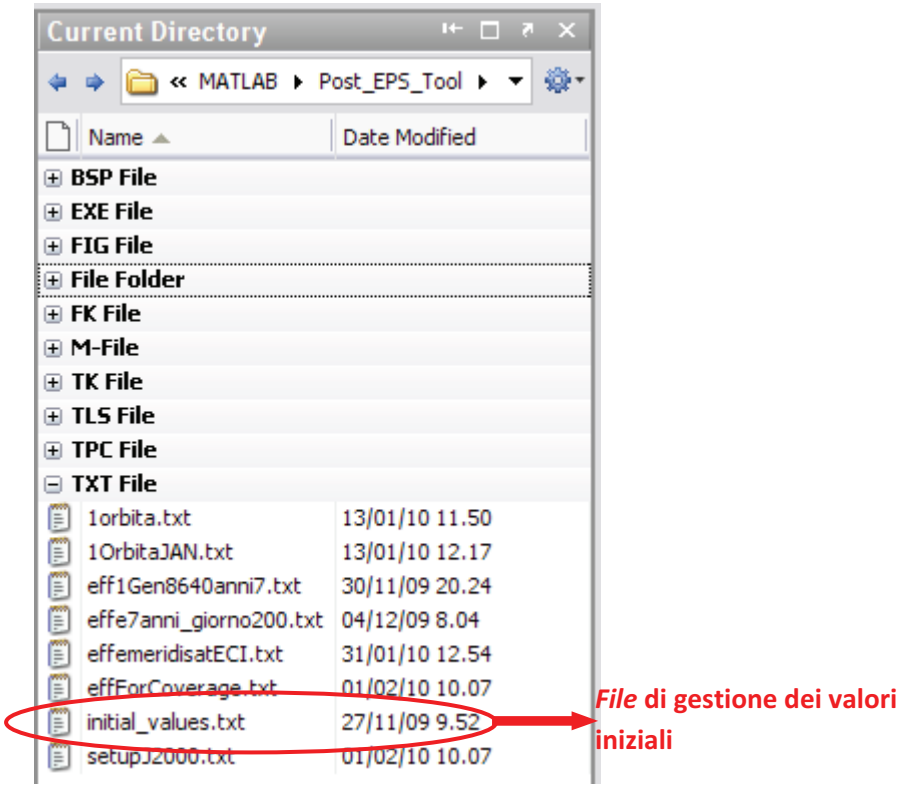


Fig. II-XVIII: Aggiornamento del *file initial values*

Tramite questo *txt* è possibile modificare in funzione di quanto voluto sia i parametri orbitali che le costanti cosmologiche (vedi **Fig. II-XIX**).

```
H                = 817
niC              = 0
LTAN             = 21:30
omC              = 0
eC               = 0
omegaearth       = 7.2921158553e-5
mi               = 398600.4415
J2               = 0.0010826269
Req              = 6378.13649
alfapuntosun     = 0.985647332
```

Parametri orbitali

Costanti cosmologiche

Fig. II-XIX: Valori iniziali definiti dall'utente via *file*

Compilare questo *file* di testo permette di inizializzare l'interfaccia sui valori preferiti, di modo che all'apertura essi siano già disponibili per l'utilizzazione. Questo

aspetto può essere molto utile quando si è interessati a più analisi riferite alla stessa orbita, di modo che non si è costretti ad agire continuamente su questi parametri, presi direttamente di *default*. É bene precisare che non è necessario riavviare il *tool* per rendere attiva una variazione di questi parametri fatta modificando il *txt*. Un cambiamento su questo *file* agisce in tempo reale sia sull'interfaccia che sui dati in *input* per l'analisi, qualsiasi sia il momento in cui viene operato.

Volendo, in un secondo momento, è possibile assegnare o modificare alcuni di questi valori direttamente agendo sull'interfaccia in riferimento al parametro desiderato. In **Fig. II-XX** si mostra chiaramente la possibilità per l'utente di agire tramite interfaccia in riferimento ai 3 differenti tipi di *input* richiesti, vale a dire i parametri temporali, quelli orbitali ed infine le costanti cosmologiche.

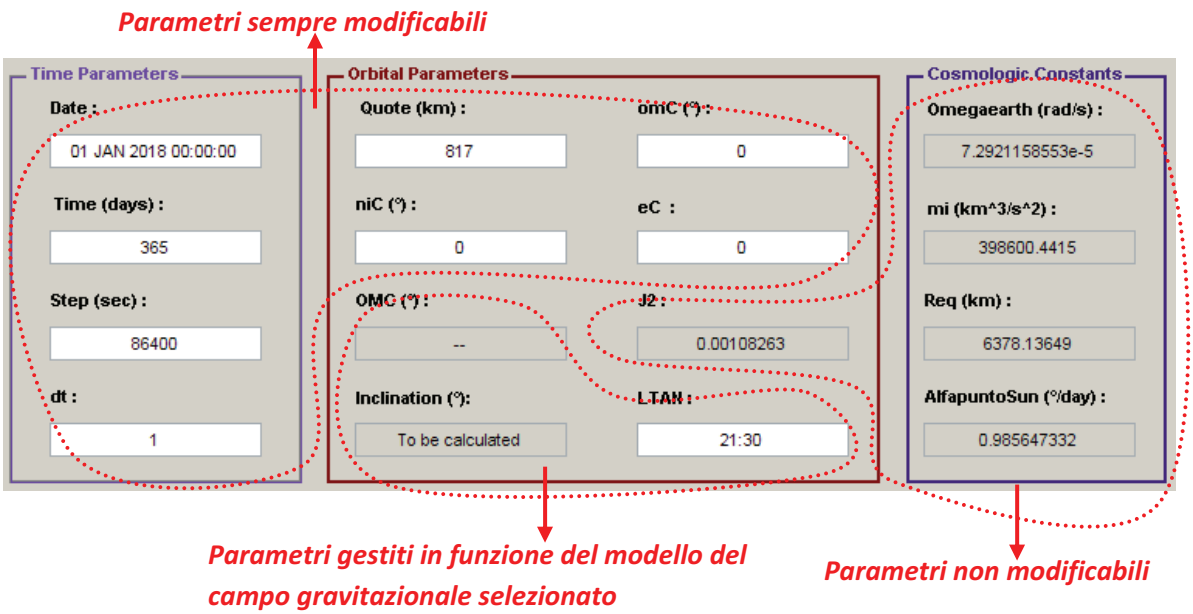


Fig. II-XX: Gestione degli *input* da interfaccia

Come si può vedere chiaramente alcuni *input* sono funzione della scelta effettuata dall'utente in riferimento al modello di campo gravitazionale utilizzato.

II.VI. SELEZIONE DEL MODELLO GRAVITAZIONALE

Tramite questa opzione è possibile definire il modello con cui si vuole approssimare il campo gravitazionale del pianeta rispetto al quale si effettua l'analisi. Le scelte possibili sono 2 e da esse dipendono successivamente i parametri richiesti all'utente.

- *Perturbed*: si considera come perturbazione quella relativa all'armonica zonale J_2. Permette di definire sia un'orbita eliosincrona che un'orbita definita a piacimento ma disturbata da questa armonica. Dall'attivazione di questa opzione si ha la possibilità di definire il tipo di orbita desiderata (vedi **Fig. II-XXII**).

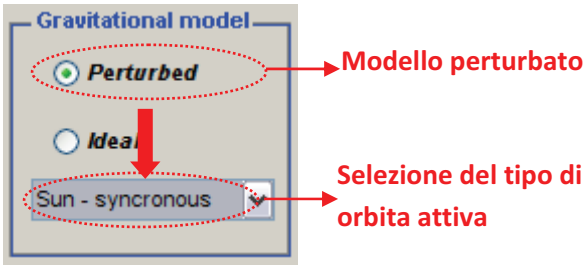


Fig. II-XXI: Selezione di un'orbita perturbata

In funzione della scelta mostrata in figura sono richiesti differenti parametri in ingresso, a seconda che si scelga un tipo di orbita o un altro (vedi **Fig. II-XXII** e **Fig. II-XXIII**);

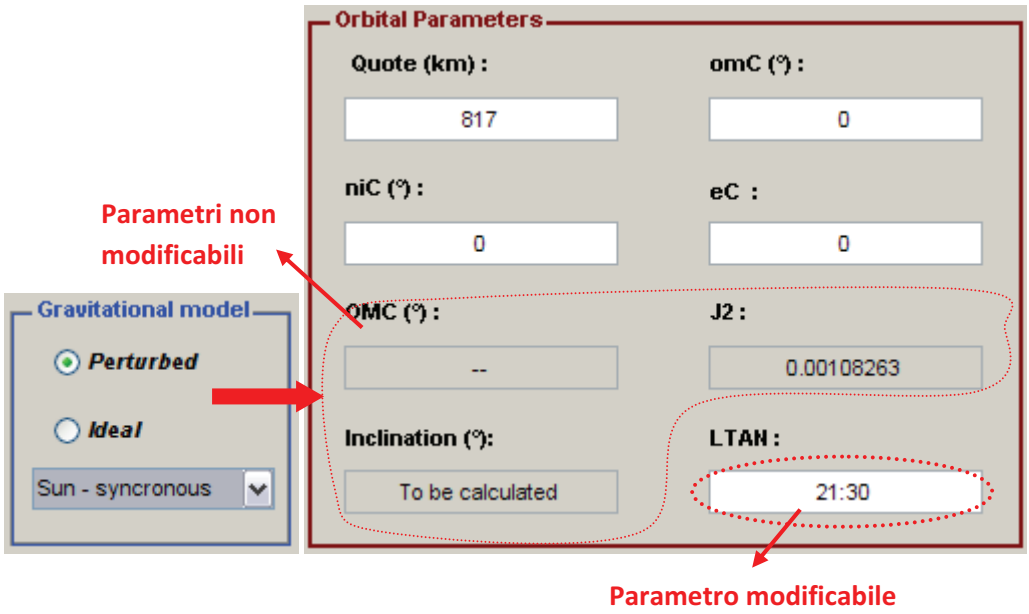


Fig. II-XXII: *Input* relativo al caso di orbita perturbata eliosincrona

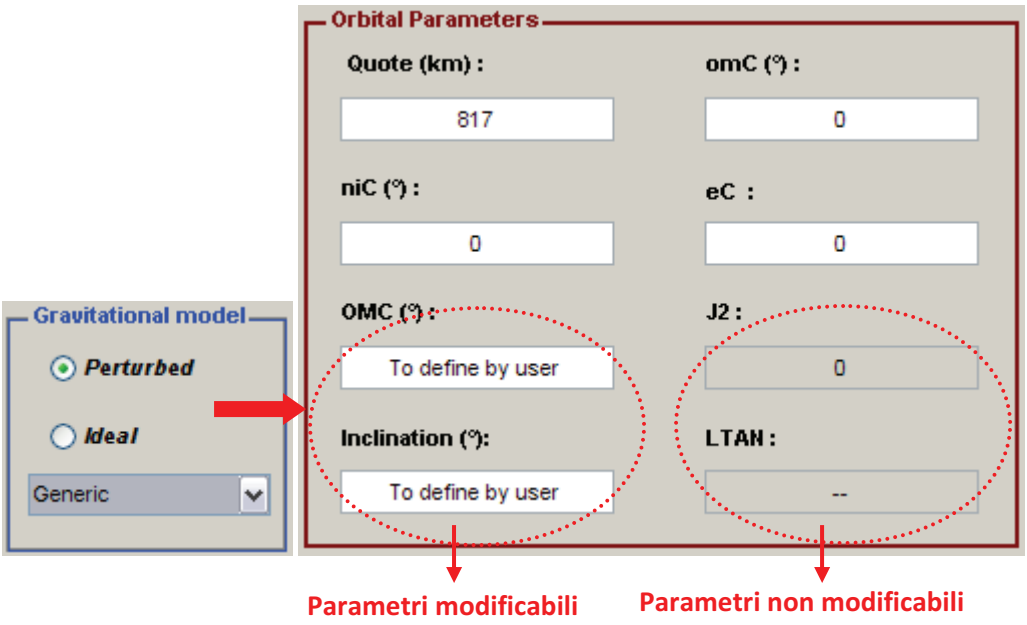


Fig. II-XXIII: ***Input*** **relativo al caso di orbita perturbata generica**

É stato previsto, inoltre, un messaggio di avviso qualora non venga selezionato il tipo di orbita desiderato, come viene mostrato in **Fig. II-XXIV**. In questo caso i parametri orbitali diventano tutti inaccessibili di modo che l'utente non possa inavvertitamente chiudere il *warning* e successivamente commettere accidentalmente errori nella propagazione della missione.

Fig. II-XXIV: Messaggio di ***warning*** **dovuto alla mancata selezione del tipo di orbita desiderata**

- *Unperturbed*: in questo caso non si ha alcuna perturbazione nella modellizzazione del campo gravitazionale. Non è più possibile selezionare il tipo di orbita desiderato, in quanto sarà definito a priori dalla scelta inerente il campo gravitazionale. In **Fig. II-XXV** si mostrano i parametri richiesti appositamente.

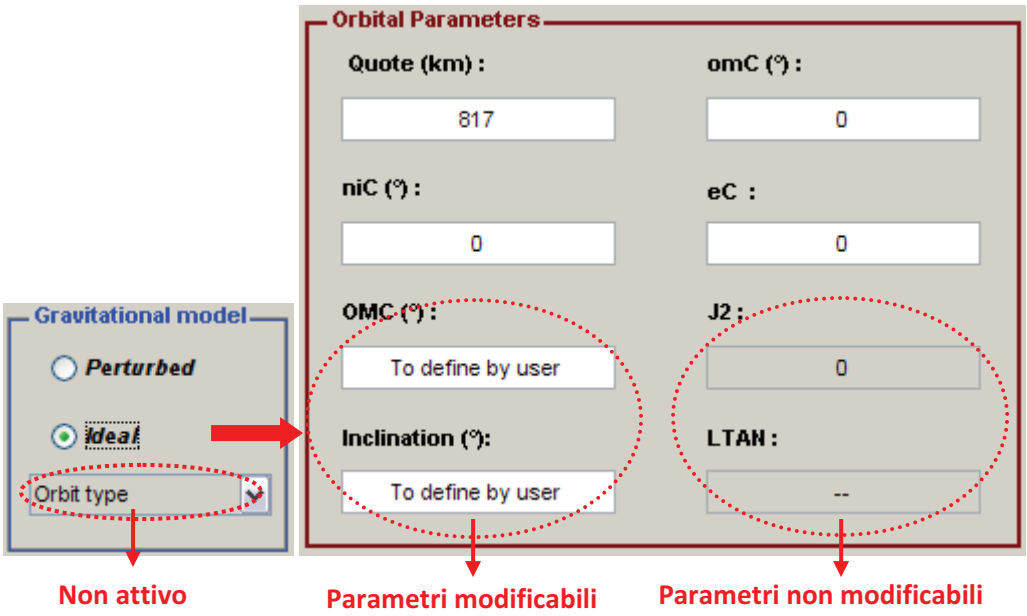


Fig. II-XXV: ***Input*** **relativo al caso di orbita non perturbata**

La selezione del modello del campo gravitazionale e, dove richiesto, del tipo di orbita è di fondamentale importanza per la prosecuzione del lavoro. Qualora non venisse effettuata, il programma risponderebbe con il *warning* mostrato in **Fig. II-XXVI**.

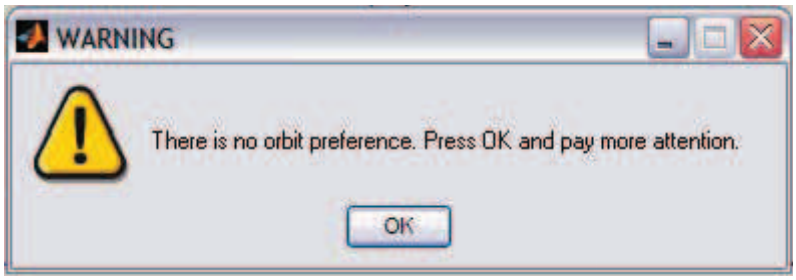


Fig. II-XXVI: ***Warning*** **dovuto alla mancata selezione dei parametri fondamentali alla descrizione dell'orbita**

II.VII. NUMERO DI ORBITE E PERIODO ORBITALE

Al fine di offrire all'utente un continuo controllo su due parametri orbitali di sicuro interesse, com'è il calcolo del numero delle orbite compiute in 24 h dal satellite e soprattutto il suo periodo orbitale, sull'interfaccia vengono mostrati questi valori (vedi **Fig. II-XXVII**). É bene considerare che questi valori vengono automaticamente aggiornati al variare dei parametri orbitali in *input*.

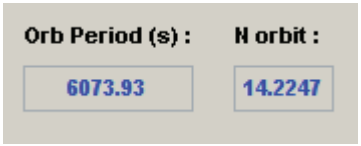


Fig. II-XXVII: Visualizzazione del periodo orbitale e del numero di orbite

Avere a disposizione tali valori può essere molto utile per gestire al meglio la propagazione voluta o il *coverage*.

II.VIII. SCELTA INERENTE LA PROPAGAZIONE

L'utente è posto di fronte ad una scelta fondamentale durante l'esecuzione del programma: effettuare una propagazione analitica *ex novo* oppure selezionare un *file* di effemeridi tra quelli già precedentemente generati (vedi **Fig. II-XXVIII**).

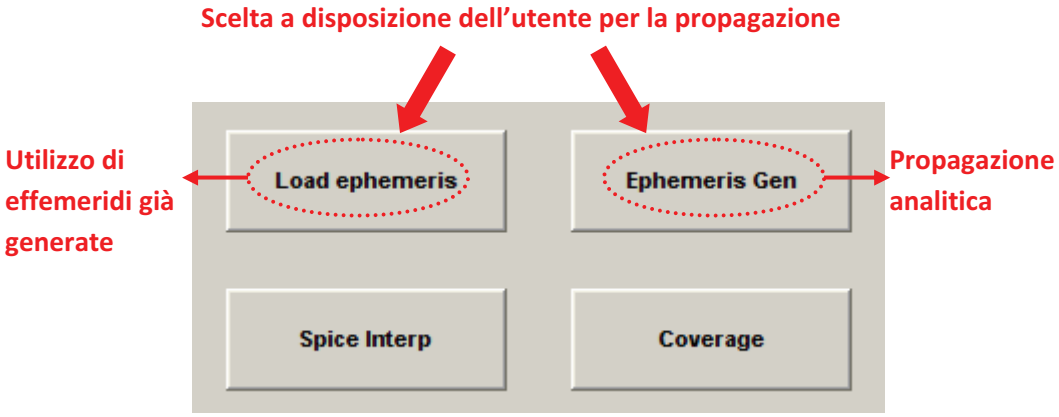


Fig. II-XXVIII: Possibilità inerenti la propagazione orbitale

A seguire si mostra il funzionamento del programma in entrambi i casi presi in considerazione.

II.VIII.I. *Ephemeris Gen*

Come visto dalla **Fig. II-XXVIII**, questo tasto abilita l'uso del propagatore analitico per propagare la missione. Questa funzione prende in ingresso tutti i dati richiesti in *input* all'utente, quindi è necessario prima di tutto inserire correttamente questi ultimi e successivamente abilitare la propagazione.

Oltre agli elementi orbitali e alle costanti cosmologiche esaminati in precedenza, bisogna porre l'attenzione sui parametri temporali che è necessario gestire.

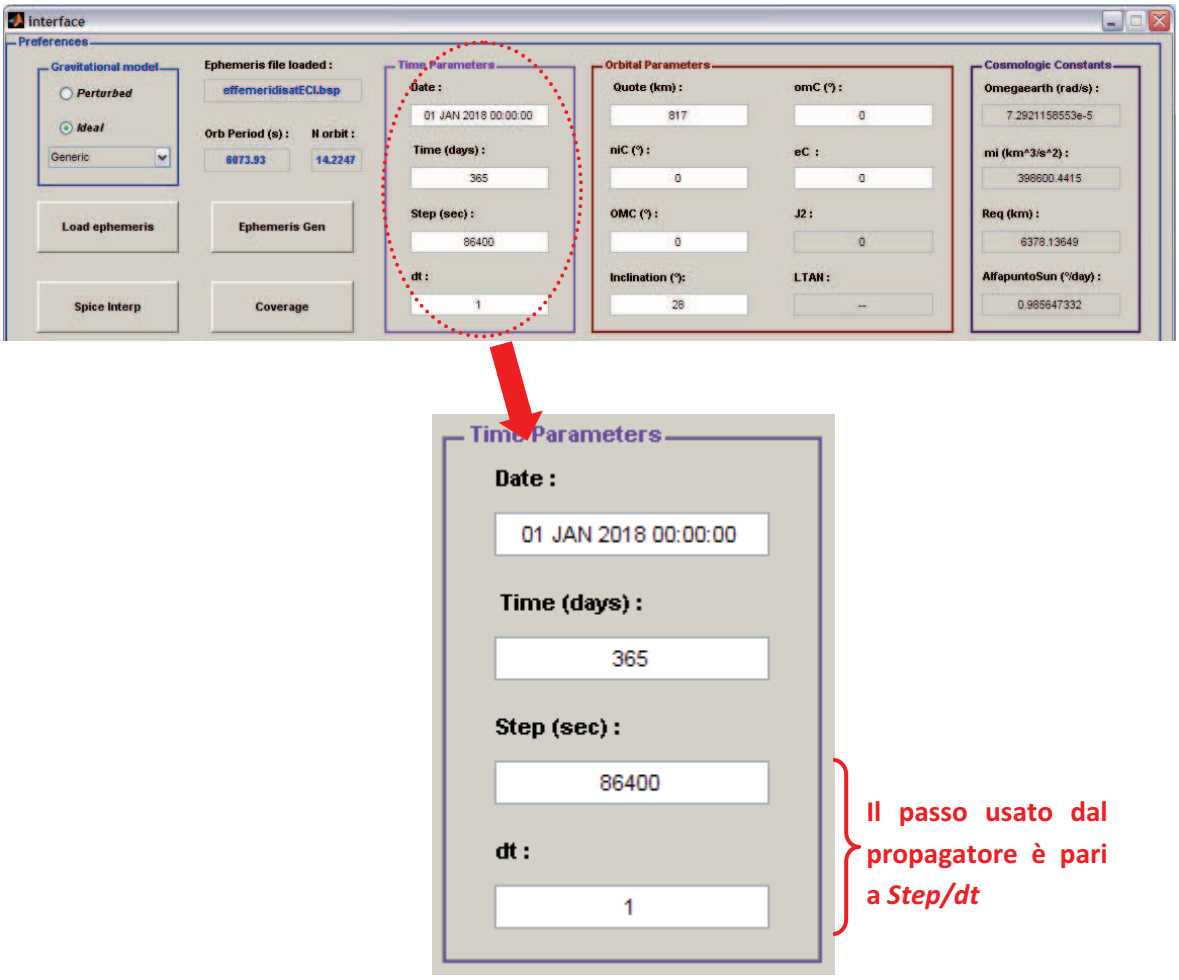


Fig. II-XXIX: Parametri temporali richiesti in ingresso dal propagatore orbitale

Come si vede in **Fig. II-XXIX** si considerano fondamentalmente quattro dati in ingresso:

- *Date*: indica la data di inizio dell'analisi desiderata (in questo caso indica proprio l'inizio della propagazione analitica);
- *Time*: permette di definire la durata della missione in termini di giorni passati rispetto alla data di inizio;
- *Step*: è il passo temporale rispetto al quale si vuole riferire la propagazione;
- *dt*: permette di definire il campionamento dello *step* di riferimento per la propagazione. Tramite il rapporto *Step/dt* si definisce nel codice l'infittimento desiderato per la discretizzazione temporale.

  Questo garantisce la possibilità di scegliere agevolmente sia il campionamento che l'intervallo di tempo rispetto al quale si va a

discretizzare. A seguire si mostrano una serie di esempi al fine di comprendere quest'aspetto e l'utilità di questa scelta.

Esempio 1: L'interesse è riferito ad un passo di propagazione pari ad un giorno.

Step ➔ 1 giorno in secondi (86400)
dt ➔ frazionamento voluto (1)
Discretizzazione ➔ Step/dt ➔ 86400/1

Esempio 2: Il passo di propagazione di interesse è riferito ad un centesimo di giorno.

Step ➔ 1 giorno in secondi (86400)
dt ➔ frazionamento voluto (100)
Discretizzazione ➔ Step/dt ➔ 86400/100

Esempio 3: Questa volta si è interessati a propagare prendendo come passo di campionamento **T**/1000, dove **T** è il periodo orbitale.

*Step ➔ 1 orbita in secondi (**T**)*
dt ➔ frazionamento voluto (1000)
*Discretizzazione ➔ Step/dt ➔ **T** /1000*

A valle della propagazione è necessario salvare le effemeridi generate tramite la finestra di dialogo che compare. In questo caso si può decidere per esse il nome desiderato. In **Fig. II-XXX** è possibile vedere quanto detto.

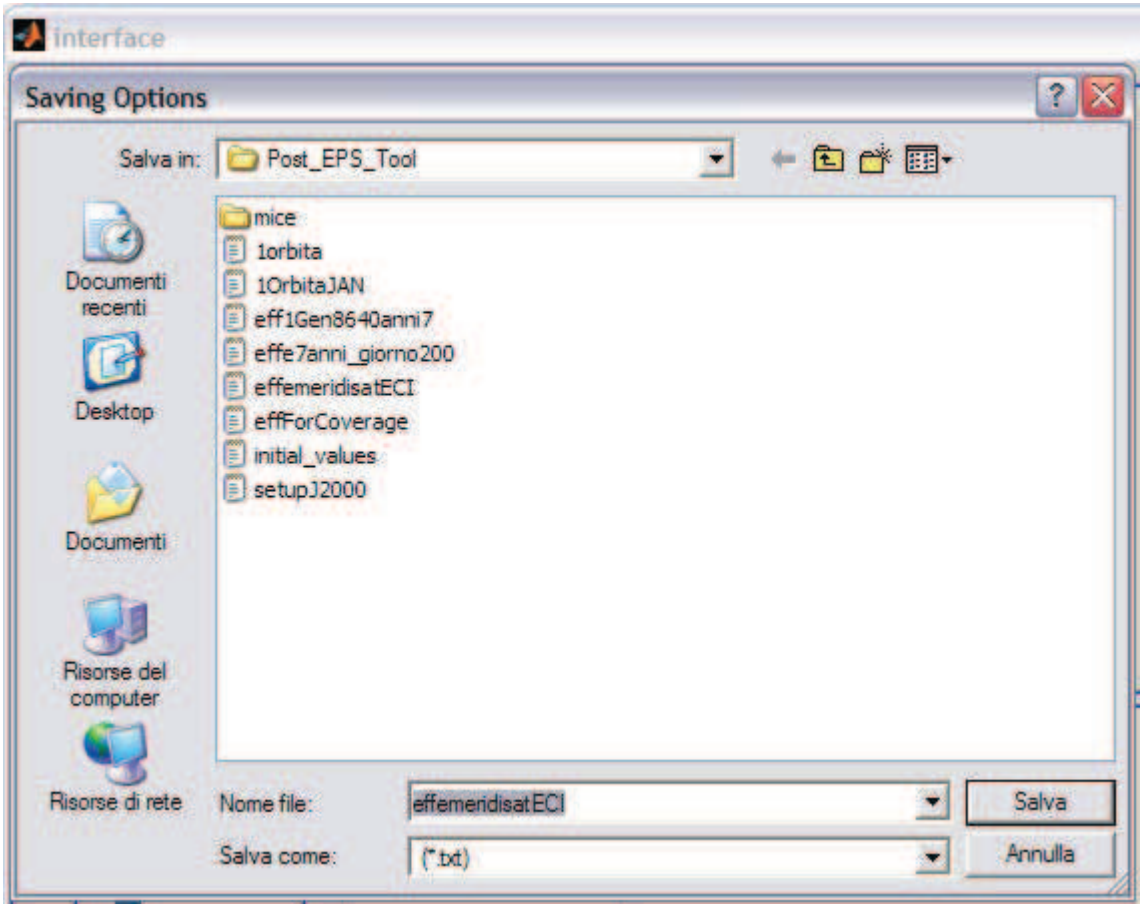


Fig. II-XXX: Finestra di salvataggio delle effemeridi

Volendo è anche possibile sovrascrivere su *file* precedentemente creati, qualora per qualche motivo si effettuino più propagazioni consecutive (vedi **Fig. II-XXXI**) per provare qualche aspetto di interesse.

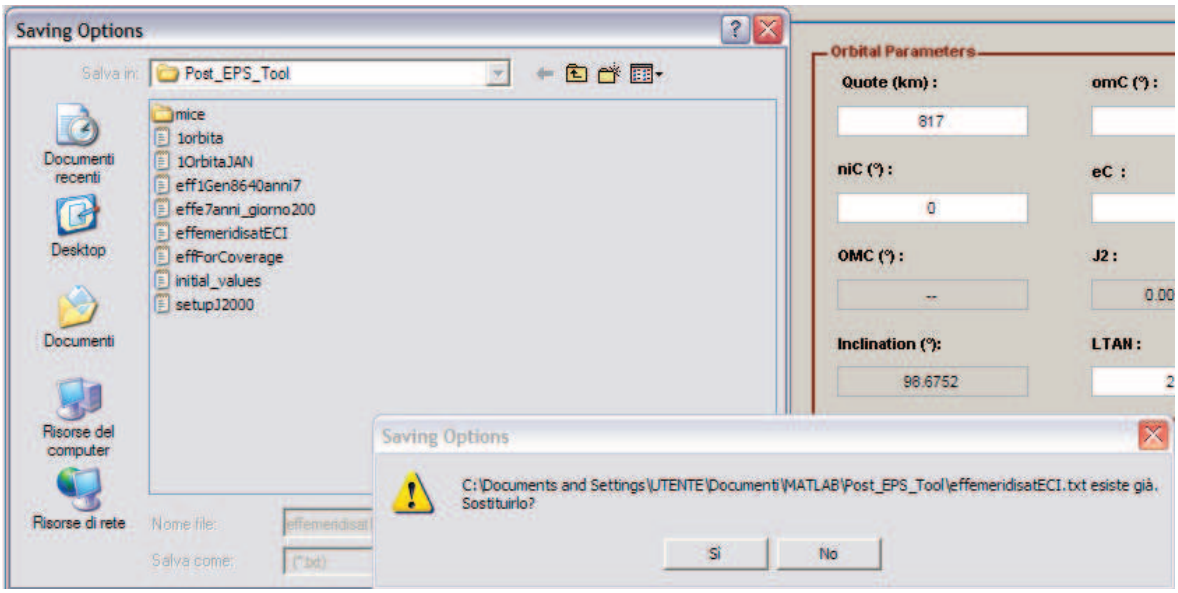


Fig. II-XXXI: Possibilità di sovrascrittura di un *file* di effemeridi pre – esistenti

Nel caso si decidesse di non effettuare il salvataggio, è previsto che il programma risponda con un *warning* e che non dia la possibilità di continuare l'analisi orbitale (vedi **Fig. II-XXXII**).

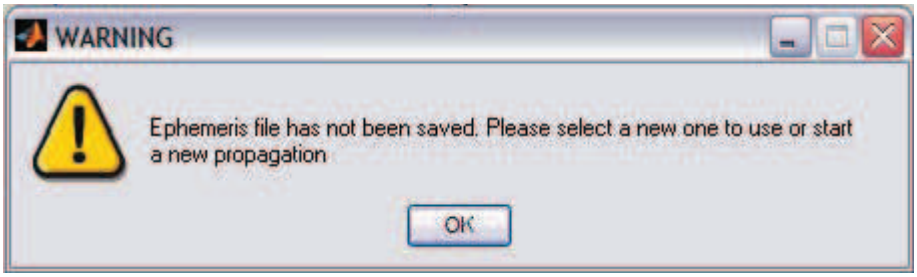


Fig. II-XXXII: *Warning* relativo al mancato salvataggio delle effemeridi generate

II.VIII.II. *Load ephemeris*

Questo tasto permette all'utente di caricare ed utilizzare delle effemeridi ottenute tramite propagazioni orbitali precedenti (vedi **Fig. II-XXXIII**). Così facendo è possibile risparmiare il tempo relativo ad una propagazione analitica riferita ad una missione per la quale sono state precedentemente salvate le effemeridi del satellite.

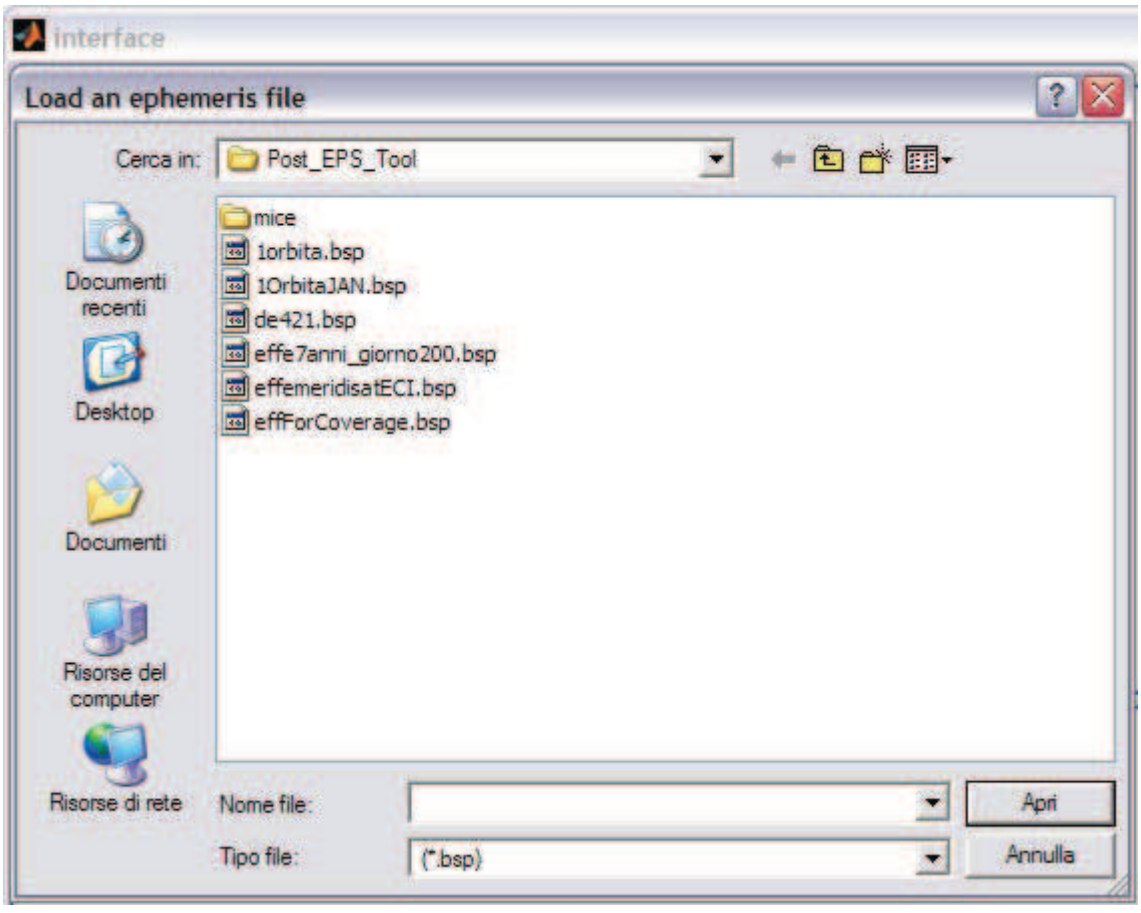


Fig. II-XXXIII: Schermata di caricamento delle effemeridi

L'utilizzo di una funzione del genere è guidata tramite una serie di *warning* che compaiono a schermo, al fine di ricordare all'utente alcuni aspetti fondamentali derivanti dall'abilitazione di questo opzione.

Il primo aspetto peculiare è che caricando un *set* di effemeridi salvate in precedenza si perde del tutto il controllo sui parametri caratteristici dell'orbita generata (vedi **Fig. II-XXXIV**).

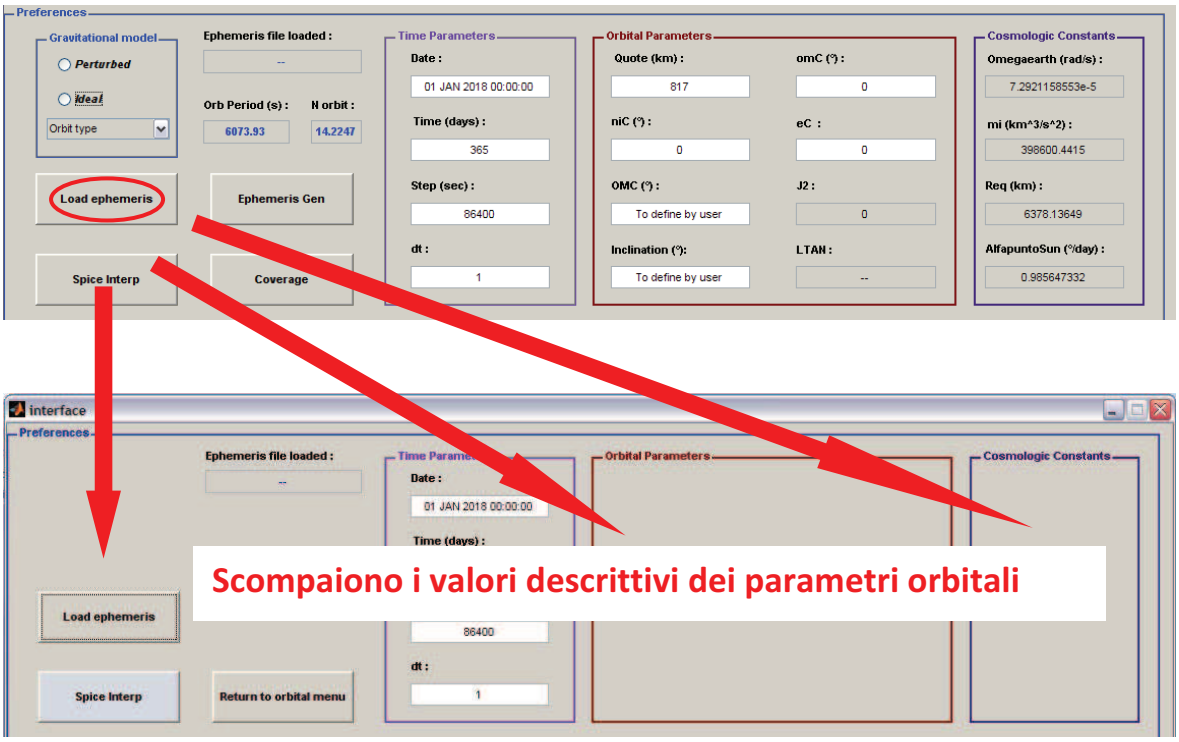


Fig. II-XXXIV: Aspetto dell'interfaccia conseguente all'attivazione del tasto *Load ephemeris*

Questa caratteristica viene opportunamente gestita dal programma attraverso un messaggio di *warning* mostrato all'utente (vedi **Fig. II-XXXV**).

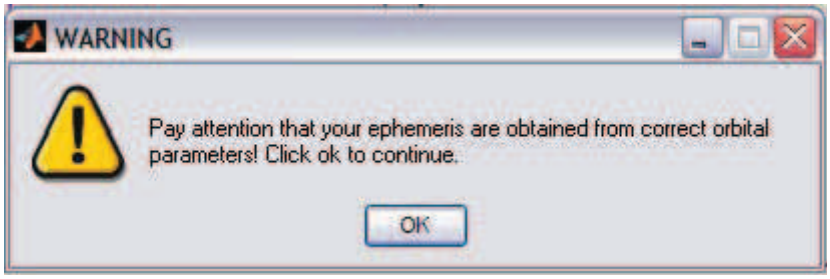


Fig. II-XXXV: *Warning* conseguente all'attivazione del tasto *Load ephemeris*

É chiaro, quindi, che al momento della selezione delle effemeridi da caricare è buona norma sapere in anticipo il tipo di orbita e il periodo rispetto al quale sono state ottenute.

A questo punto, tramite la schermata in **Fig. II-XXXIII** è possibile selezionare il *file* da caricare per iniziare l'analisi voluta. Qualora l'utente annulli l'operazione il programma provvede ad avvisarlo di questo, per evitare errori casuali (vedi **Fig. II-XXXVI**).

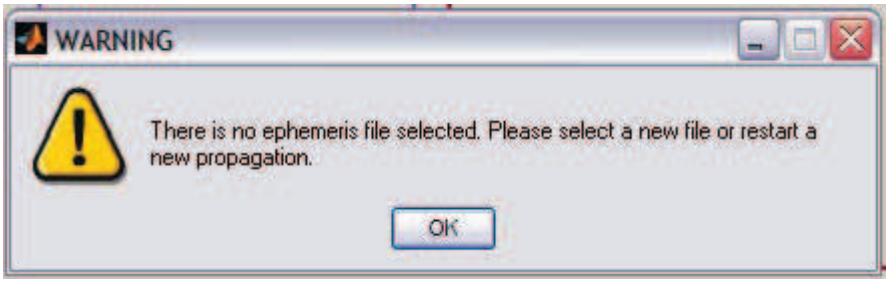


Fig. II-XXXVI: *Warning* dovuto all'annullamento del caricamento delle effemeridi

É fondamentale considerare, inoltre, che i dati caricati non possono essere utilizzati direttamente ai fini dell'analisi orbitale, ma è necessario che vengano opportunamente interpolati tramite le *SPICE*. Questo aspetto viene espressamente mostrato all'utente tramite un ulteriore *warning* a valle della selezione del *file* da caricare (vedi **Fig. II-XXXVII**).

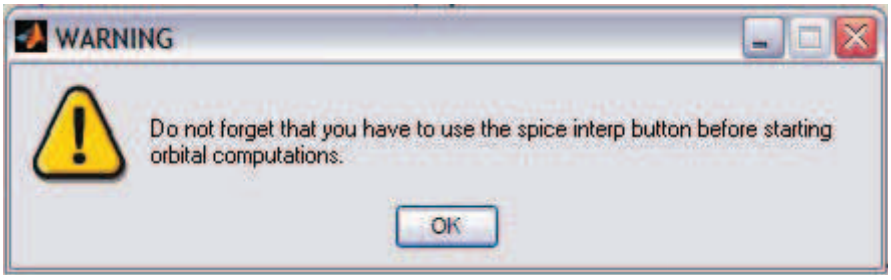


Fig. II-XXXVII: *Warning* successivo al caricamento del *file* di effemeridi

Affinché per l'utente sia sempre chiaro quali sono le effemeridi su cui si stanno sviluppando i calcoli desiderati, è possibile vedere a schermo il nome del *file* caricato (vedi **Fig. II-XXXVIII**) fino a quando non ne viene richiamato un altro, o viene riavviata l'interfaccia.

Quest'aspetto è di fondamentale importanza per evitare che si crei confusione nella gestione di questi dati, oppure che nel corso di un'analisi non si sia più in grado di ricondurre i risultati alle caratteristiche dell'orbita iniziale (per esempio nel caso in cui non si ricordi più il nome del *file* caricato).

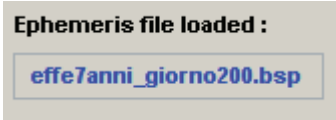


Fig. II-XXXVIII: Visualizzazione del *file* di effemeridi caricato

II.IX. *SPICE INTERP*

Questa funzione (vedi **Fig. II-XXXIX**) permette di infittire a piacimento il passo di campionamento che caratterizza le effemeridi che si hanno a disposizione. Tale operazione avviene utilizzando le *SPICE* per interpolare questi valori in funzione di una discretizzazione predefinita dall'utente.

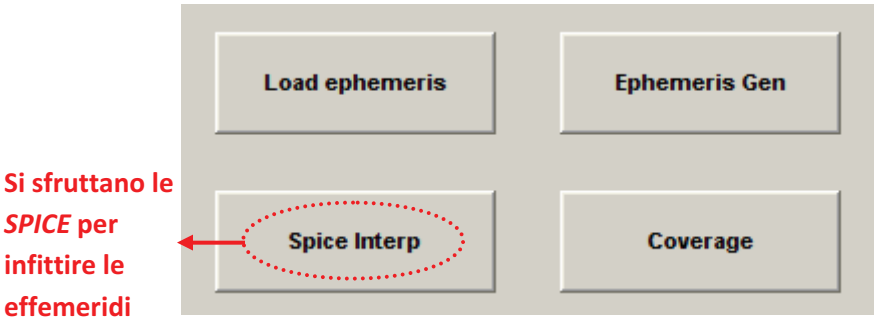


Fig. II-XXXIX: Visualizzazione del tasto associato all'interpolazione tramite *SPICE*

É bene specificare che l'utilizzo di questa funzione è:

- *Utile*: è il caso in cui i dati derivino direttamente da una propagazione analitica. Tramite questa opzione è possibile infittire le effemeridi a piacimento. Sfruttando le *SPICE*, quindi, è possibile utilizzare una discretizzazione meno fitta per generare le effemeridi che si usano per l'analisi orbitale, con il conseguente risparmio di tempo. Ovviamente è possibile continuare con l'analisi anche senza ricorrere a questa funzione;

- *Necessaria*: è il caso in cui si sia caricato un set di effemeridi per l'analisi. Come detto nel **paragrafo II.VIII.II**, in questo caso è necessario riferirsi a questa funzione al fine di determinare l'infittimento voluto per il vettore di stato del satellite.

La potenza di questa opzione risiede nella possibilità di gestire indipendentemente rispetto alla lunghezza della missione (e quindi della propagazione analitica) i tempi di interesse per quel che riguarda l'infittimento voluto. Infatti, qualora si sia interessati ad infittire un periodo di tempo compreso tra quello di inizio e fine delle effemeridi generate, è possibile ottenerlo ricorrendo a questa funzione. Tutto questo è possibile tramite un'accurata gestione dei parametri temporali da parte dell'utente.

La gestione di questi ultimi si effettua come visto anche precedentemente per la propagazione analitica (vedi **Fig. II-XL**), con l'accortezza di considerare, però, che in questo caso non si sta propagando il satellite, ma si sta opportunamente infittendo il suo vettore di stato.

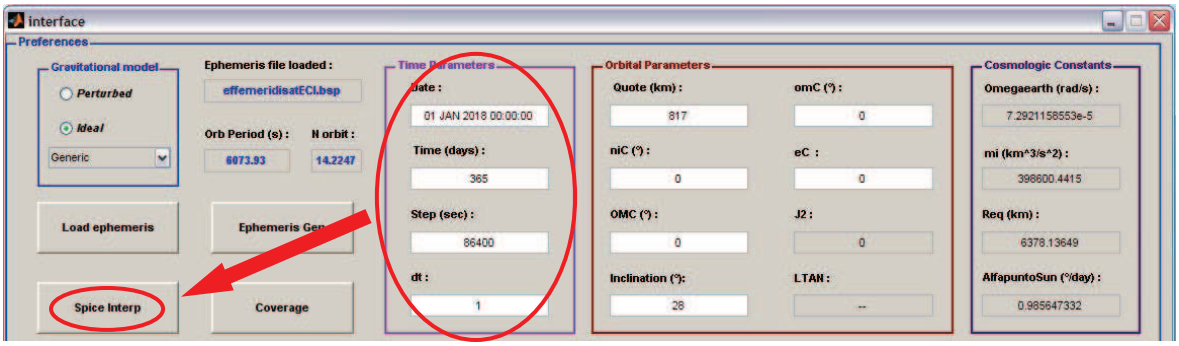


Fig. II-XL: Parametri da gestire per definire l'interpolazione

II.X. ANALISI ORBITALE

Come visto precedentemente (**Fig. II-XVII**) un'intera parte dell'interfaccia è dedicata all'analisi orbitale, ma al fine di comprendere il modo di utilizzo del *software* è bene studiare esplicitamente le singole funzioni permesse.

Sono fondamentalmente possibili 2 studi differenti (vedi **Fig. II-XLI**):

- *Mean β angle*: permette di esaminare il caso in cui l'antenna sia posta al centro della Terra e sia orientata come il vettore quantità di moto del satellite. Uno studio del genere lo si definisce medio in quanto permette di

determinare una media sul periodo orbitale dell'angolo formato tra i corpi celesti e la direzione di puntamento dell'antenna per tutta la durata della missione;

- *Antenna*: abilita lo studio di un'antenna orientata a discrezione dell'utente.

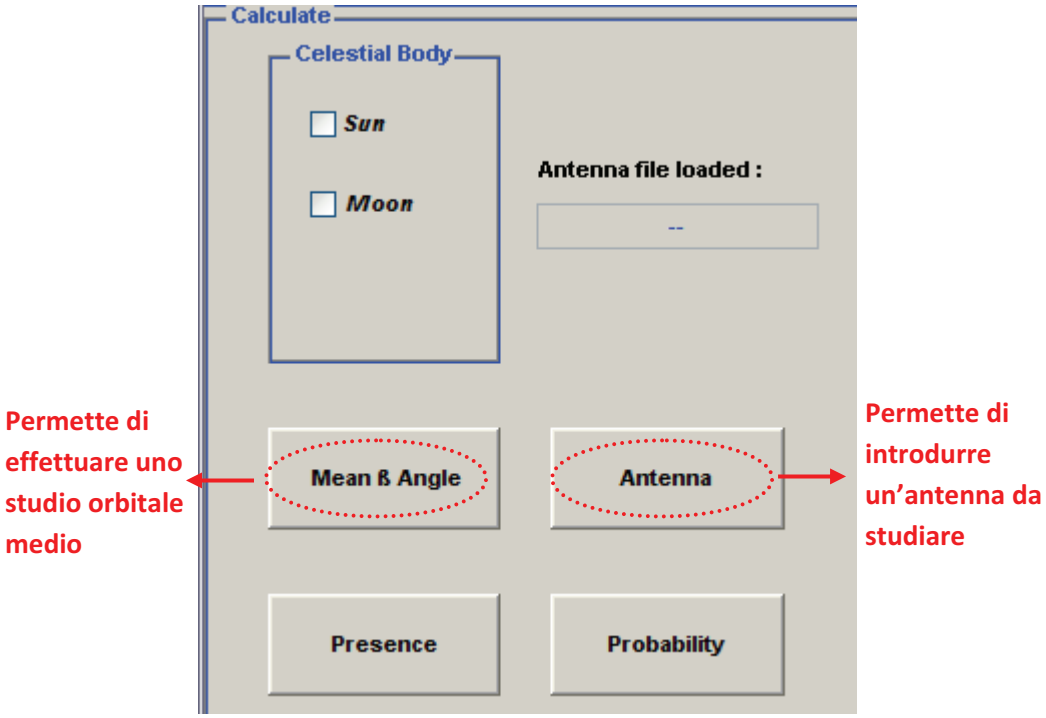


Fig. II-XLI: Analisi orbitale consentita dal *software*

A seguire si mostra il funzionamento del *software* in entrambi i casi introdotti.

II.X.I. *Mean β Angle*

Un'analisi del genere è stata sviluppata in riferimento a due corpi celesti in particolare, vale a dire il Sole e la Luna. L'utente, in funzione delle necessità, può scegliere uno di essi o entrambi tramite l'apposito *menu* di selezione (vedi **Fig. II-XLII**).

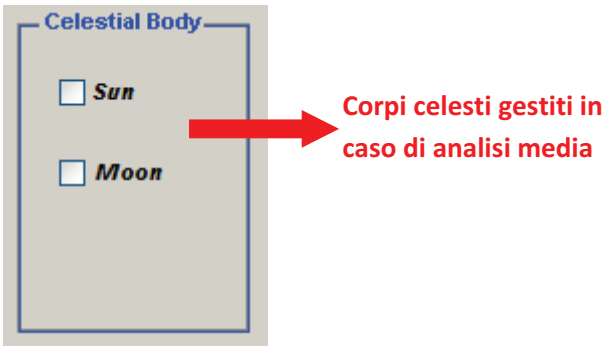


Fig. II-XLII: *Menu* di selezione dei corpi celesti nel caso di analisi orbitale media

Per la determinazione dell'andamento del *mean β angle* durante tutta la durata della missione, bisogna prima di tutto definire i corpi celesti rispetto ai quali andare ad effettuare i calcoli e successivamente procedere con lo studio (vedi **Fig. II-XLIII**).

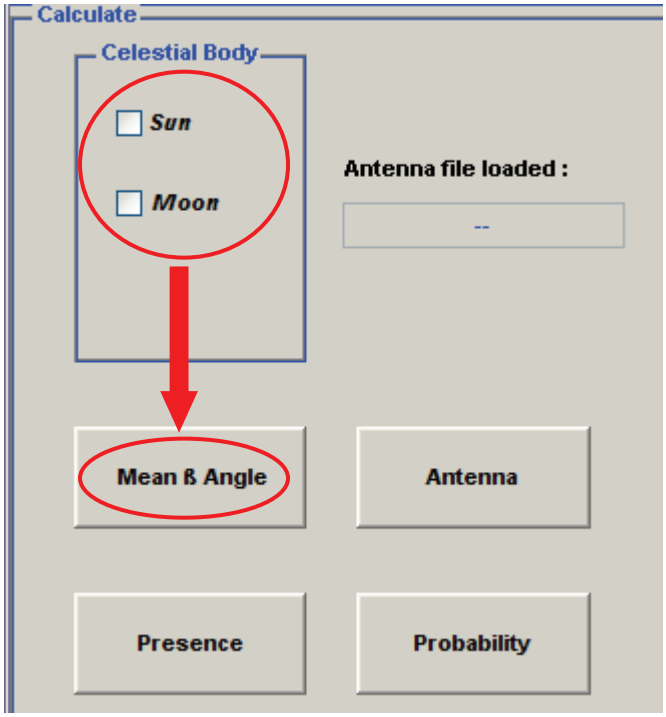


Fig. II-XLIII: Processi necessari all'abilitazione di un'analisi orbitale media

Nel caso si commetta l'errore di cui sopra è possibile vedere il messaggio di *warning* mostrato in **Fig. II-XLIV**.

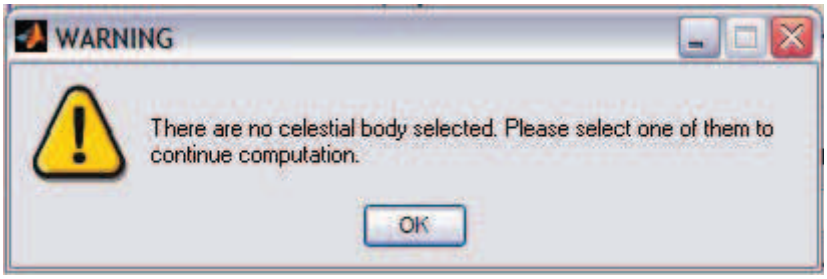


Fig. II-XLIV: *Warning* dovuto alla mancata selezione del corpo celeste rispetto al quale effettuare l'analisi

A valle di uno studio del genere è possibile procedere sempre in riferimento ad uno studio medio, calcolando l'influenza dei corpi celesti in riferimento all'antenna. Le analisi disponibili sono ancora una volta 2 (vedi **Fig. II-XLV**):

- *Presence*: permette di calcolare il numero di volte in cui è possibile incontrare la Luna ed il Sole per tutti i valori del *β angle* di interesse.

Fisicamente è un calcolo medio del numero di volte che vengono visti da un'antenna posizionata nel centro della Terra e rivolta come il vettore quantità di moto;

- *Probability*: indica il tempo per il quale vengono osservati per ognuna delle direzioni di puntamento possibili.

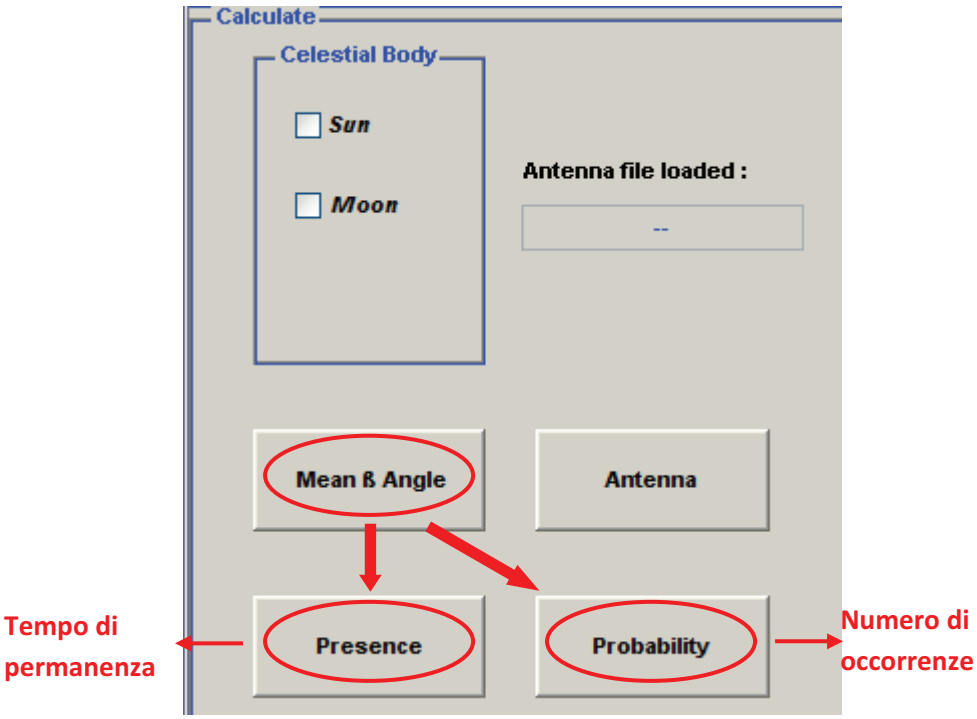


Fig. II-XLV: Calcolo delle occorrenze e del tempo di permanenza

Come si può facilmente intuire, al fine di effettuare queste ulteriori analisi è necessario che venga prima di tutto calcolato il *β angle* medio rispetto ad uno dei corpi celesti disponibili, altrimenti il programma restituirà il *warning* mostrato in **Fig. II-XLVI**.

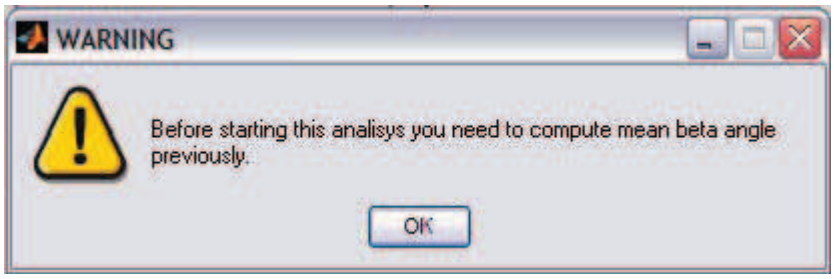


Fig. II-XLVI: *Warning* dovuto al mancato calcolo del *β angle* medio

II.X.II. Antenna

Una volta ristretto il campo di analisi di interesse tramite uno studio medio, è possibile cominciare lo studio del caso reale attraverso la definizione della direzione di puntamento dell'antenna (vedi **Fig. II-XLVII**).

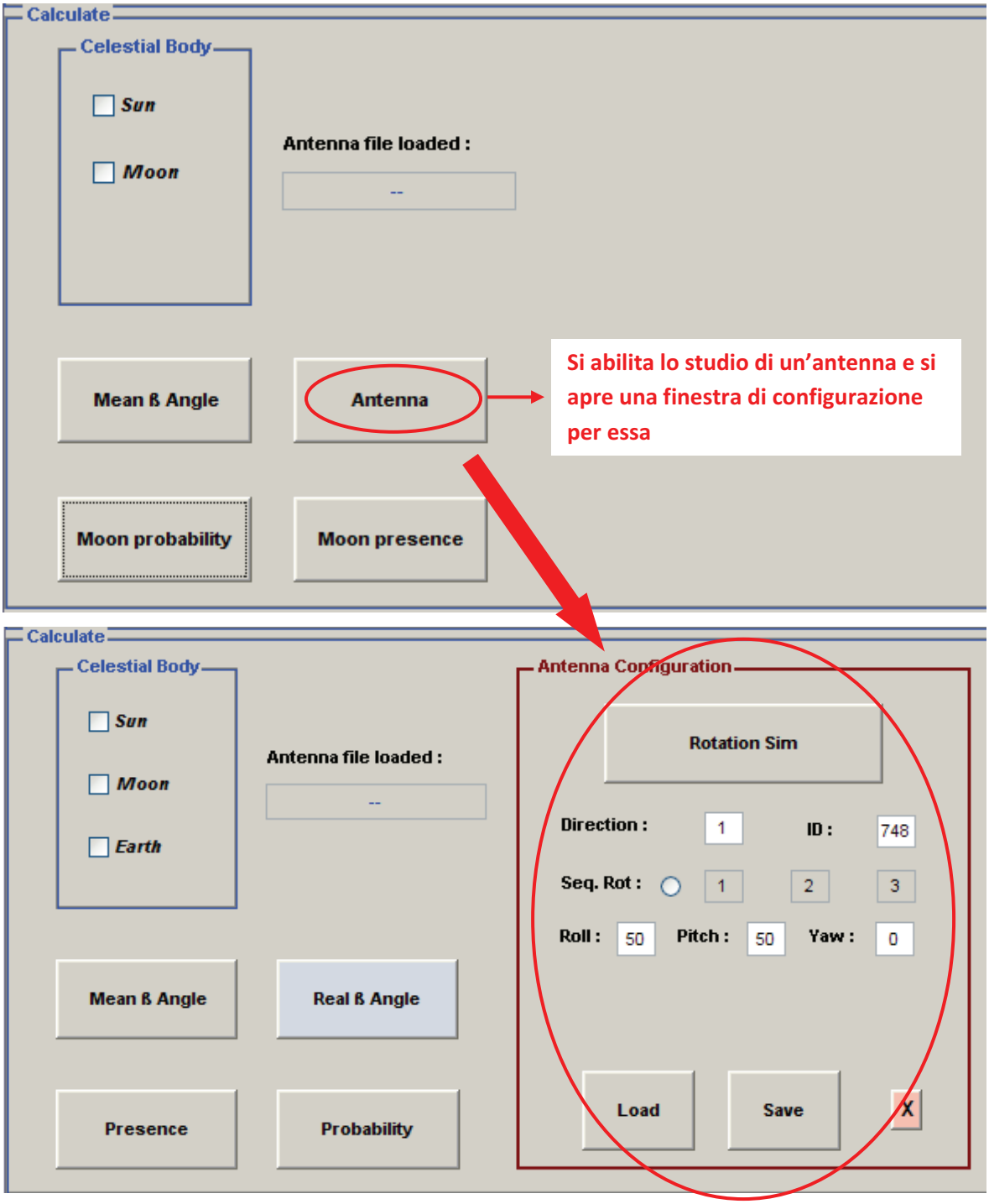


Fig. II-XLVII: Finestra per la definizione dell'antenna

A questo punto si esaminano singolarmente i passaggi necessari all'analisi.

II.X.II.I. Definizione dell'antenna di interesse

É necessario fornire in *input* al *software* le caratteristiche peculiari dell'antenna di modo che sia in grado di effettuare l'analisi desiderata in riferimento ad essa. A seguire si esaminano i singoli parametri richiesti (vedi **Fig. II-XLVIII**).

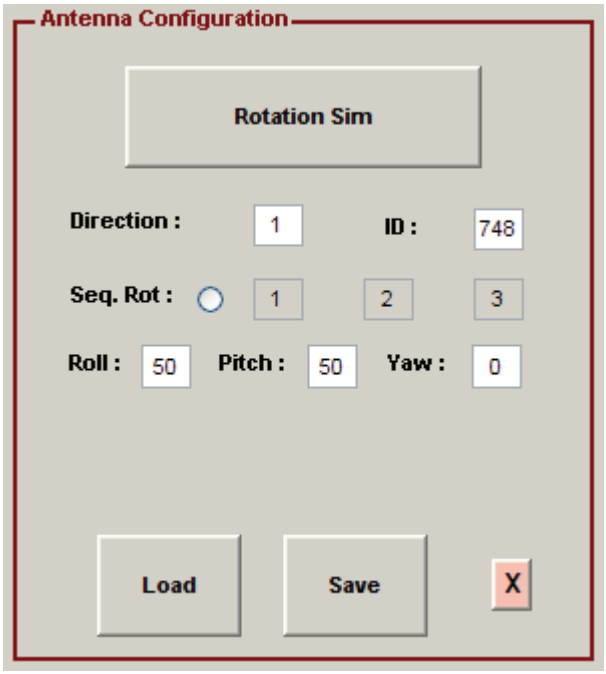


Fig. II-XLVIII: Parametri richiesti per la definizione di un'antenna

- *Direction*: è la direzione lungo la quale viene orientata l'antenna. In questo caso la direzione è intesa nel sistema di riferimento;
- *Identification number* (*ID*): è usato dal programma per distinguere tra loro differenti antenne e i loro rispettivi *frame kernel*;
- *Seq. Rot*: indica la sequenza di rotazione utilizzata. La sequenza definita di *default* è la classica (1,2,3), ma è stata prevista la possibilità di cambiarla a piacimento da parte dell'utente (vedi **Fig. II-XLIX**);

Fig. II-XLIX: Modifica della sequenza di rotazione

- *Roll*: definisce l'angolo di rollio di cui è dotato il sistema di riferimento sull'antenna rispetto all'orbitante;
- *Pitch*: è lo stesso caso del precedente, soltanto ora riferito al beccheggio;

- *Yaw*: vale lo stesso discorso fatto in precedenza per l'angolo di rollio e beccheggio;
- *Rotation Sim*: è un comando che serve a simulare lo studio di un'antenna in grado di ruotare. Attivandolo è possibile inserire altri 2 valori riferiti a quello di *Yaw* tramite i quali descrivere questo aspetto (vedi **Fig. II-L**).

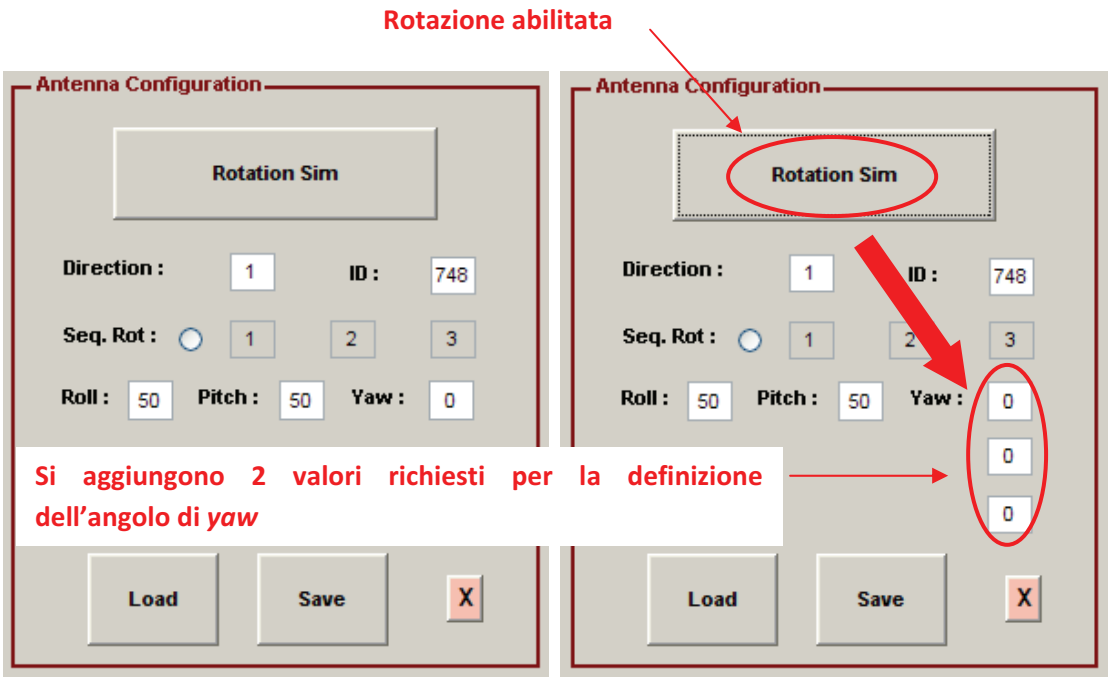


Fig. II-L: Abilitazione della rotazione dell'antenna

Una volta inseriti gli *input* richiesti è necessario salvare quanto appena fatto selezionando l'apposito tasto *Save*.

II.X.II.II. Caricamento di un'antenna precedentemente definita

All'interno del *software* è stata introdotta la possibilità di richiamare per l'utilizzo un'antenna definita già precedentemente, il tutto attraverso il tasto di *Load*.

Questa operazione permette di evitare la definizione continua dei parametri che interessano un'antenna oggetto di studio, ma è possibile salvarli e successivamente richiamarli per l'analisi di interesse.

A seguire si mostra questo processo in **Fig. II-LI**.

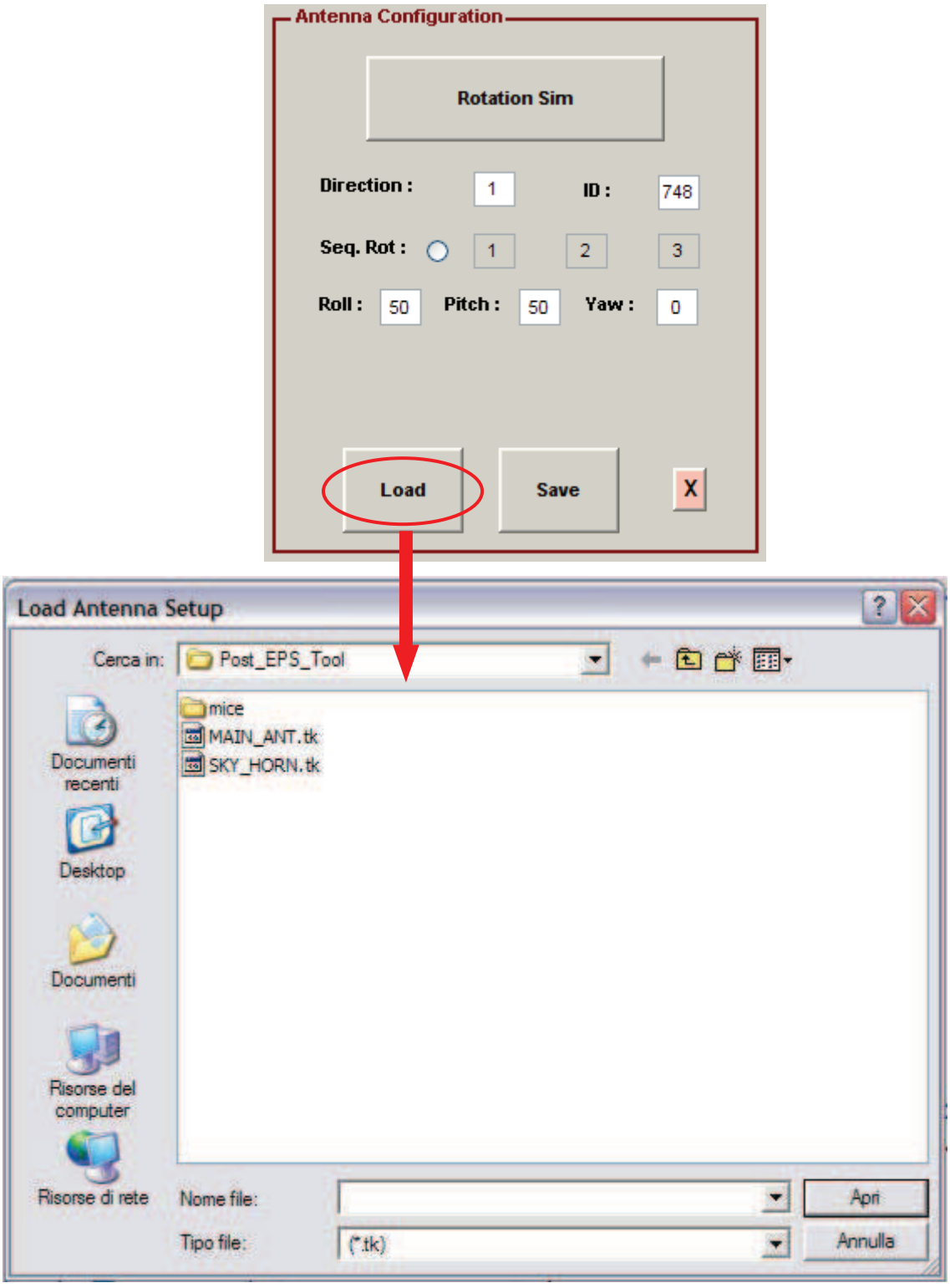


Fig. II-LI: Caricamento del *file* di configurazione dell'antenna

Al fine di evitare errori interni al programma, qualora non venga caricato un *file* di configurazione per l'antenna, il tasto relativo all'abilitazione dell'analisi viene reso inattivo e viene mostrato con un colore differente (vedi **Fig. II-LIII**). Per chiarezza viene mostrato

anche un *warning* che spiega all'utente dov'è stato commesso l'errore nella procedura di calcolo (vedi **Fig. II-LII**).

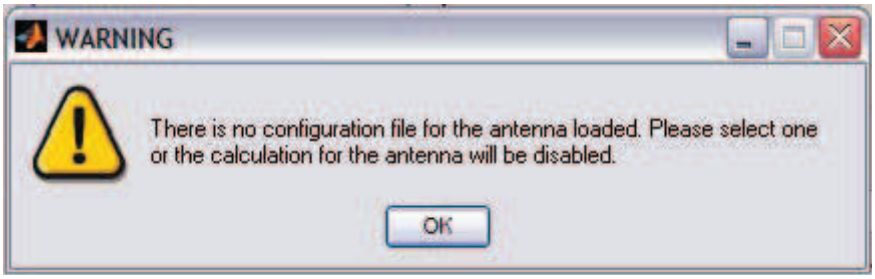


Fig. II-LII: *Warning* dovuto al mancato caricamento di un *file* di configurazione per l'antenna

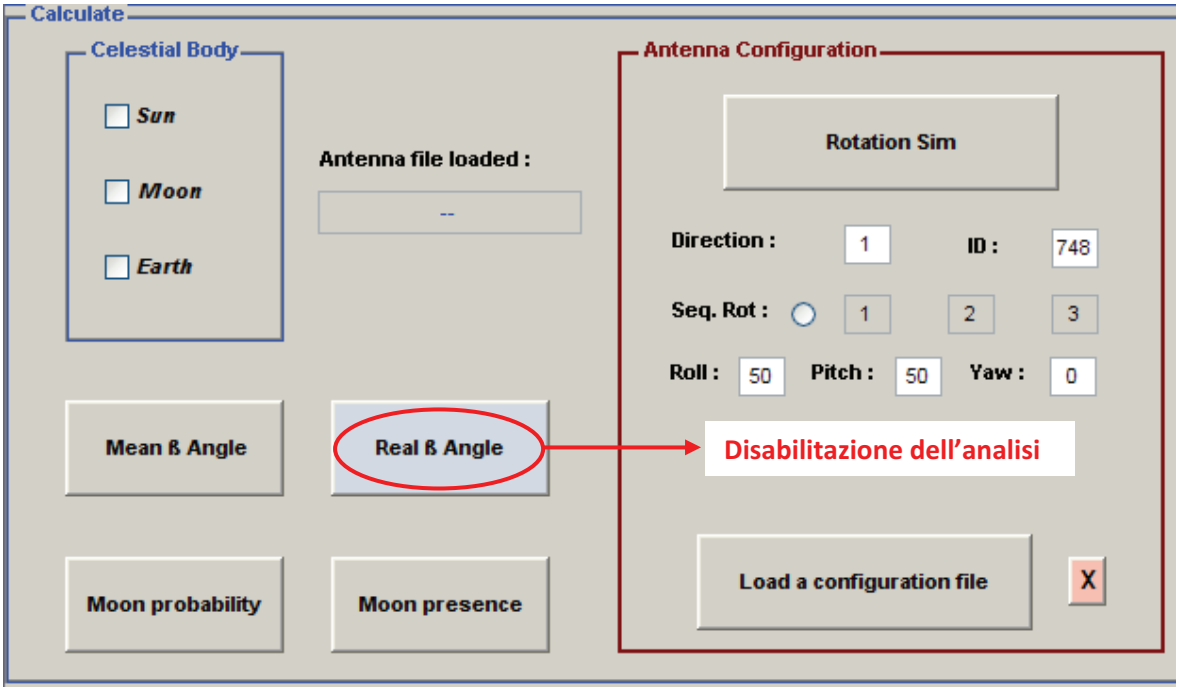


Fig. II-LIII: Disabilitazione della possibilità dell'analisi reale dovuta al mancato caricamento del *file* di configurazione

Come visto precedentemente nel caso del caricamento delle effemeridi volute (**paragrafo II.VIII.II**), al fine di evitare confusione è mostrato a schermo il nome del *file* di configurazione dell'antenna utilizzato (vedi **Fig. II-LIV**).

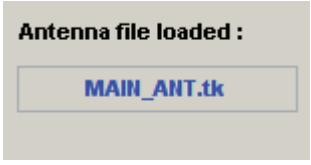


Fig. II-LIV: Visualizzazione del *file* di configurazione utilizzato per l'analisi dell'antenna

II.X.II.III. Corpi celesti implementati

Nel caso di uno studio reale oltre al Sole ed alla Luna si è presa in considerazione anche la Terra, implementando il calcolo dell'angolo che si forma tra l'antenna e l'orizzonte del pianeta. Come nel caso precedente, la selezione avviene tramite lo stesso *menu* di gestione, opportunamente rivisitato per questa evenienza (vedi **Fig. II-LV**).

Inoltre, come nel caso visto nel **paragrafo II.X.I**, è necessario selezionare prima il corpo celeste rispetto al quale effettuare l'analisi e successivamente cominciare il calcolo. Qualora non si rispettasse questo aspetto comparirebbe il messaggio di *warning* mostrato in **Fig. II-LVI**.

Fig. II-LV: Corpi celesti implementati nel caso di un'analisi reale centrata sull'antenna

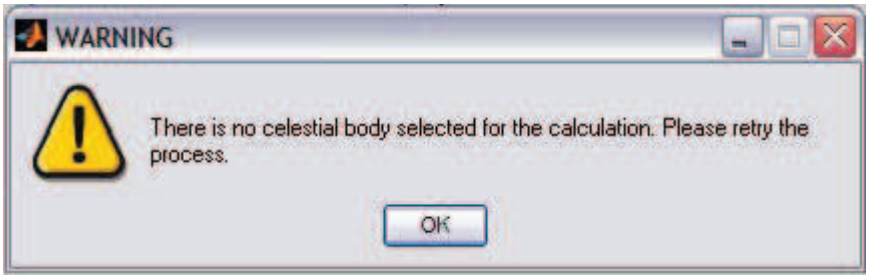


Fig. II-LVI: *Warning* dovuto alla mancata selezione di un corpo celeste per l'analisi

A questo punto è possibile cominciare l'analisi voluta tramite il tasto *Real β Angle*.

II.X.II.IV. Chiusura della parte relativa alle antenne

Qualora un'analisi come quella proposta non sia più di interesse, è possibile chiudere la parte relativa di interfaccia tramite il tasto dedicato (vedi **Fig. II-LVII**) e continuare a lavorare in riferimento ad altri studi di interesse.

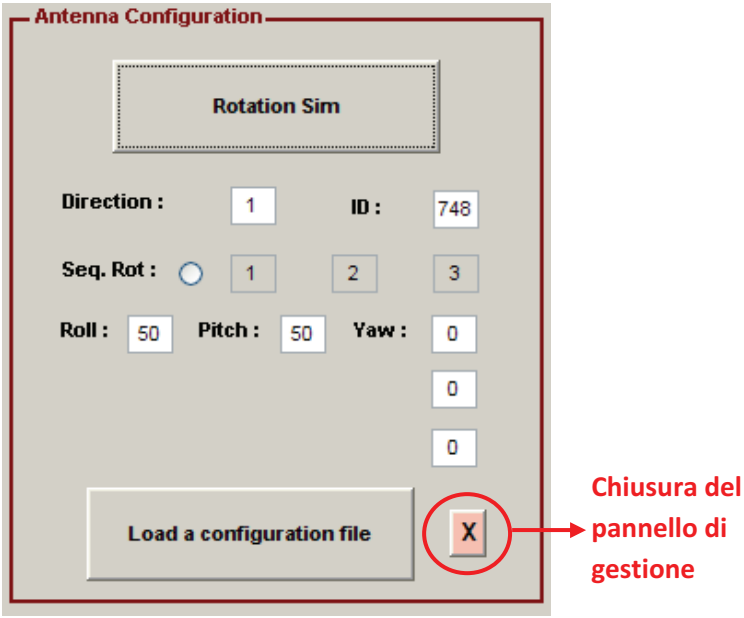


Fig. II-LVII: Chiusura della parte riferita alle antenne

II.XI. *COVERAGE*

Questo tipo di analisi si abilita tramite l'apposito tasto (vedi **Fig. II-LVIII**). É bene chiarire che il funzionamento di questa sottosezione del programma è totalmente svincolata dal resto.

In pratica la propagazione orbitale necessaria è stata sviluppata appositamente per questo caso in riferimento alla gestione dei tempi desiderati, mentre per quel che riguarda le costanti cosmologiche e i parametri gravitazionali non cambia nulla rispetto a quanto visto per la propagazione dell'intera missione (vedi **paragrafo II.VIII.I**)

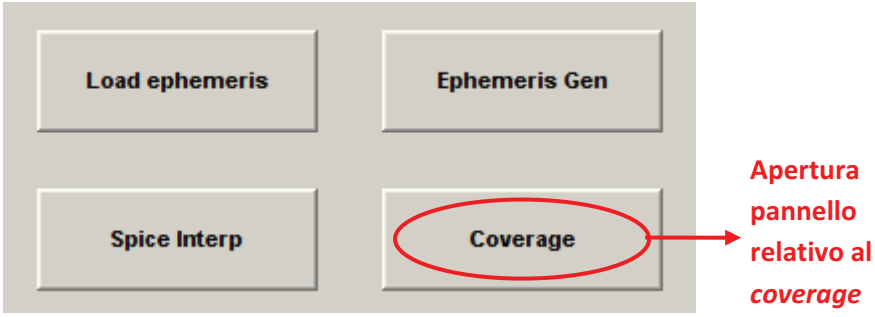


Fig. II-LVIII: Visualizzazione del tasto dedicato al *coverage*

In **Fig. II-LIX** si mostra l'aspetto che assume l'interfaccia nel caso venga abilitato uno studio relativo al *coverage*.

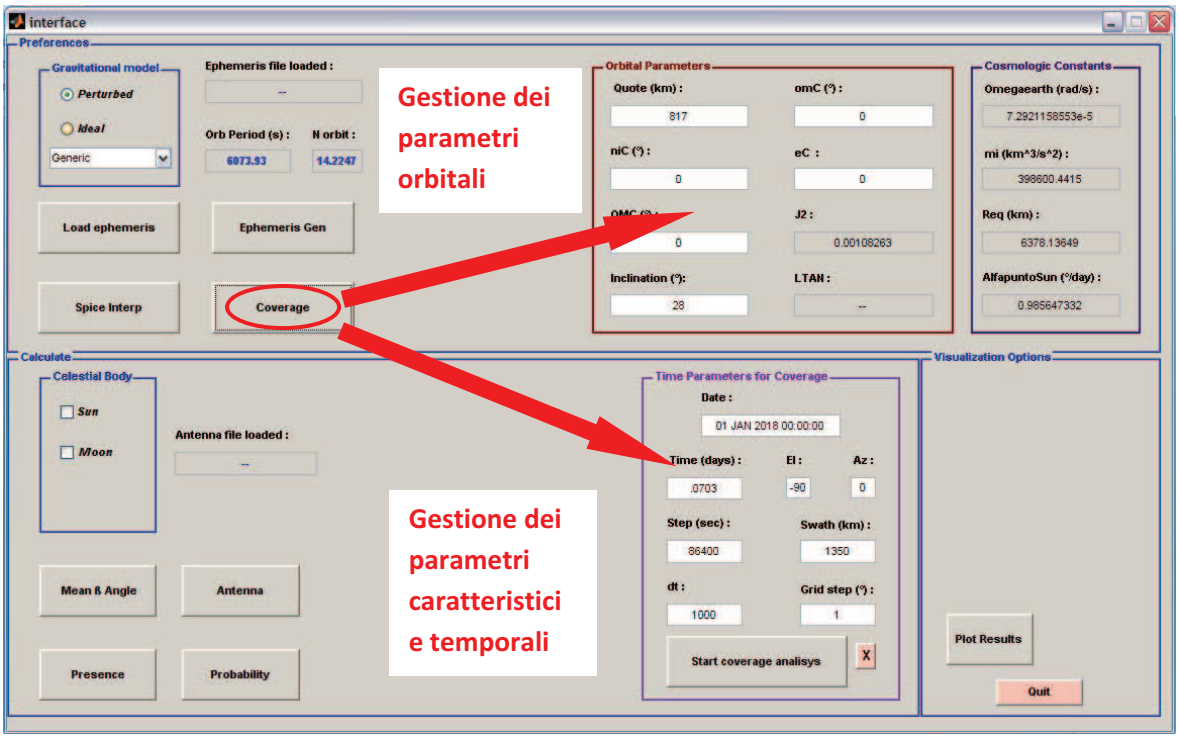


Fig. II-LIX: Aspetto dell'interfaccia legato allo studio del *coverage*

II.XI.I. Definizione dei parametri richiesti

In questo caso, per quanto riguarda i parametri orbitali e temporali in ingresso non cambia nulla rispetto a quanto visto precedentemente nel **paragrafo II.VIII.I**, mentre il cambiamento si ha in riferimento all'aggiunta di alcuni *input* necessari alla definizione degli elementi caratteristici per l'analisi di *coverage* (vedi **Fig. II-LX**).

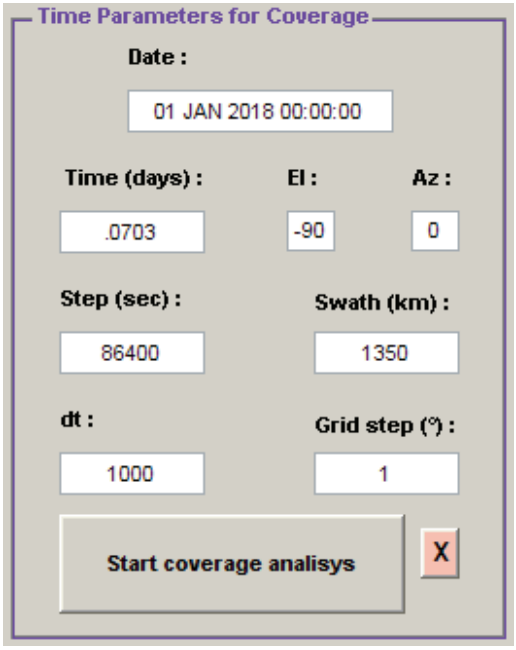


Fig. II-LX: Parametri caratteristici richiesti per l'analisi di *coverage*

- *Elevazione* (*El*): è uno dei parametri, insieme all'azimuth, necessari per definire la direzione di puntamento di un'antenna. Come si può capire un'assegnazione del genere è necessaria per conoscere com'è orientata l'antenna studiata;
- *Azimuth* (*Az*): insieme all'elevazione permette di definire univocamente l'antenna oggetto di studio;
- *Swath*: permette di definire la larghezza della fascia di osservazione a Terra del satellite (per ulteriori informazioni si faccia riferimento al **capitolo 2**);
- *Grid step*: garantisce piena libertà all'utente nella gestione del passo impiegato nella discretizzazione della Terra (ovviamente più si infittisce più si hanno risultati precisi, ma al contempo aumenta il tempo richiesto dai calcoli).

II.XI.II. Risultati

Come si vede in **Fig. II-LXI**, il programma mostra alla fine dell'analisi vari parametri di interesse per l'utente attraverso una finestra che compare in automatico.

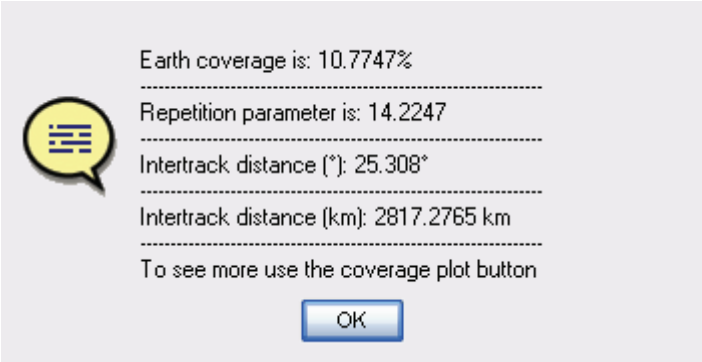


Fig. II-LXI: Visualizzazione dei risultati relativi ad un'analisi di *coverage*

- *Earth coverage*: è un parametro che mostra qual è la percentuale di Terra coperta durante il periodo di interesse per il *coverage*;
- *Repetition parameter*: definisce la ripetitività dell'orbita studiata. Lo si interpreta come il rapporto tra il numero di orbite ed il numero di giorni necessari ad osservare due passaggi successivi del satellite su di uno stesso punto;
- *Intertrack distance*: è la distanza, espressa sia in gradi che in chilometri, tra due orbite successive misurata all'equatore.

Come viene anche ricordato a valle di questi risultati, per avere una visualizzazione dei risultati dell'analisi si deve far riferimento al tasto di *plot* ad esso dedicato.

Infine, qualora si scelga un valore dell'elevazione dell'antenna per il quale non è possibile determinare l'intersezione con la superficie terrestre (in pratica l'antenna guarda oltre l'orizzonte della Terra), il programma non abilita alcun calcolo.

II.XI.III. Chiusura della parte relativa al *coverage*

Nel momento in cui si termina questo studio è sempre possibile chiudere la finestra ad essa dedicata tramite l'apposito tasto (vedi **Fig. II-LXII**).

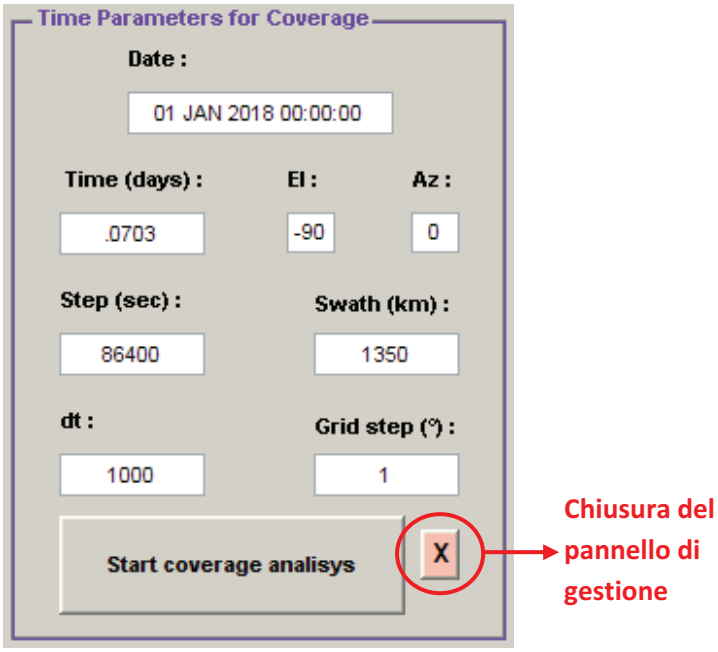


Fig. II-LXII: Chiusura della parte riferita al *coverage*

II.XII. DATI IN USCITA

A valle dell'utilizzazione del *software* si hanno diversi dati in uscita, a seconda il tipo di analisi effettuata. Per ognuna delle grandezze in *output* è stata prevista sia la possibilità di averne il *plot* al fine di garantire una rapida comprensione dell'andamento nel corso dell'intera missione, che la possibilità di effettuare un salvataggio della stessa, nel caso si voglia riutilizzare questa grandezza per analisi successive (vedi **Fig. II-LXIII**).

Fig. II-LXIII: Opzioni offerte all'utente in funzione degli *output*

A seguire si mostra il funzionamento del programma in entrambi i casi enunciati precedentemente.

II.XII.I. *Plot Results*

Il *software* mette a disposizione dell'utente vari tipi di *plot* possibili, che possono essere comodamente selezionati spuntandoli nell'apposito elenco che viene proposto. É bene specificare che vengono aggiornati in funzione dei calcoli effettuati dal programma, quindi si ha che soltanto a valle del calcolo di una determinata grandezza è visibile nell'elenco il *plot* relativo ad essa.

Come si può vedere in **Fig. II-LXIV**, inizialmente non è possibile alcun tipo di visualizzazione, in quanto all'avvio non è stata calcolata alcuna grandezza.

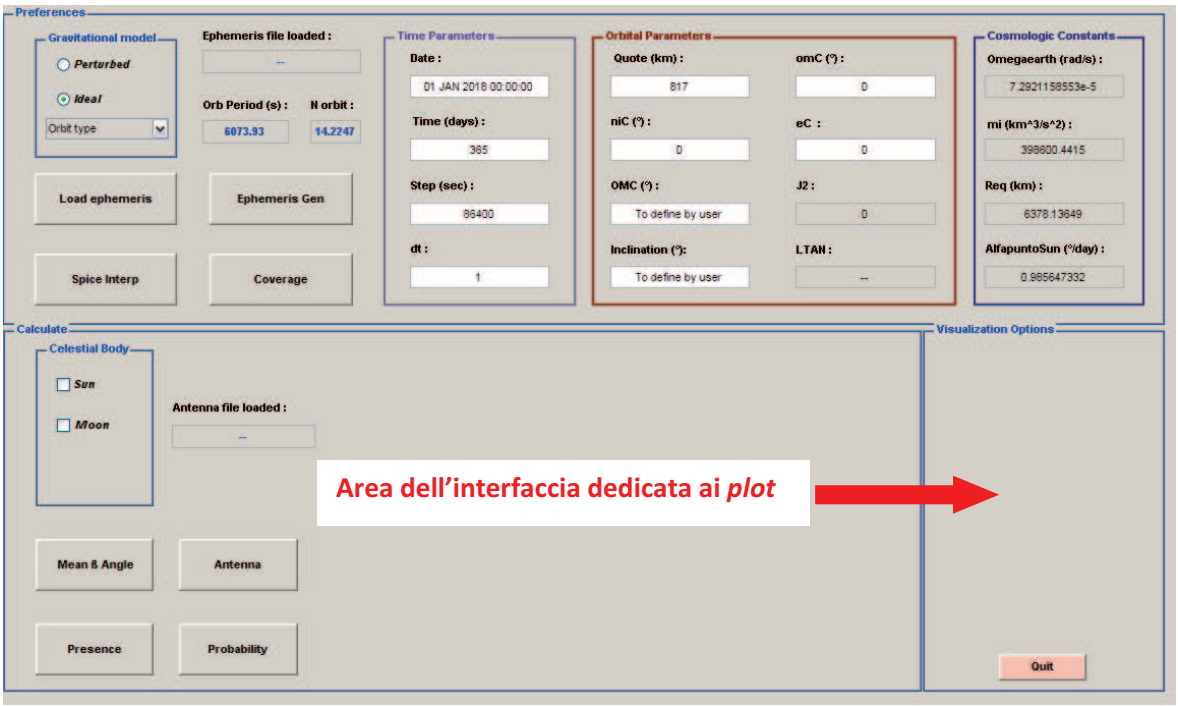


Fig. II-LXIV: Layout dell'interfaccia quando nessun plot è attivo

Successivamente, calcolando tutte le grandezze di interesse, nella parte di interfaccia evidenziata nella figura precedente si aggiungeranno una serie di possibilità di visualizzazione relative ad esse.

In **Fig. II-LXV** si mostra il caso in cui siano abilitati tutti i *plot* possibili e successivamente si passa a spiegare in riferimento ad ognuno di essi cosa rappresentano.

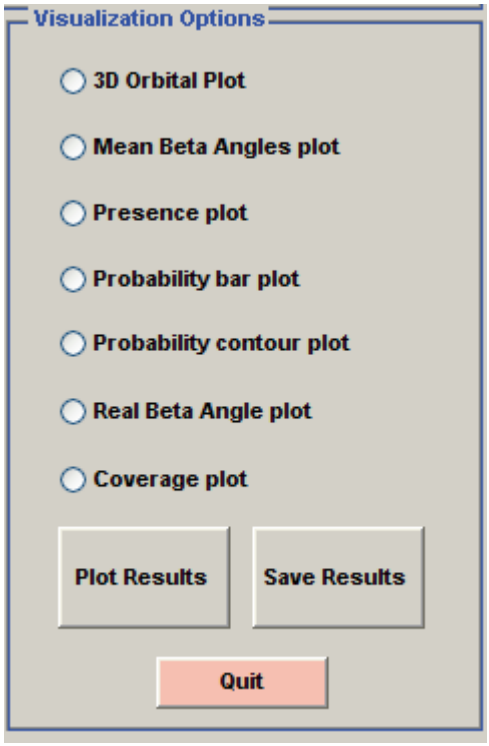


Fig. II-LXV: Elenco di tutte le opzioni possibili di visualizzazione

- *3D Orbital Plot*: viene attivato a valle di una propagazione analitica. Permette di visualizzare l'orbita descritta dal satellite per avere una verifica immediata del tipo di orbita propagata. Nella stessa figura viene mostrata la posizione del Sole riferita all'istante iniziale di propagazione, il sistema di assi fissi *ECIJ2000*, la posizione del nodo ascendente e discendente e per concludere il vettore quantità di moto. Nel caso di orbite eliosincrone, inoltre, si mostra anche un orologio a 24 h per permettere di verificare l'orario sul nodo ascendente in riferimento al Sole vero;
- *Mean Beta Angles plot*: permette di vedere a schermo l'andamento del β *angle* medio. Nel caso sia spuntato il calcolo per entrambi i corpi celesti, le due funzioni vengono mostrate in contemporanea sulla stessa figura. Spuntando, invece, o il Sole o la Luna singolarmente, si ottiene la singola

visualizzazione di interesse. É, inoltre, possibile effettuare l'analisi riferita ad entrambi questi corpi e successivamente visualizzarli uno alla volta tramite il *menu* di selezione per gli stessi;

- *Presence plot*: in questa figura si mostra un grafico a barre che indica il numero di volte che il Sole o la Luna si trovano lungo la direzione di puntamento dell'antenna. Il tutto viene espresso in funzione dei secondi all'anno, mentre lungo l'asse delle ascisse si hanno tutti i valori di interesse per il *β angle* medio. É possibile selezionare i corpi celesti per i quali si vuole attivare questo *plot* come visto nel caso precedente;
- *Probability bar plot*: mostra i minuti spesi da uno dei corpi di interesse lungo il *boresight* dell'antenna. Come il precedente anche questo è un istogramma, e vale lo stesso discorso per la selezione dei corpi celesti di interesse;
- *Probability contour plot*: è una figura molto comoda per decidere l'orientazione di interesse per l'antenna, in quanto viene ottenuto in funzione di elevazione ed azimuth. Praticamente, data la simmetria del *probability bar plot*, si ottiene ruotando lo stesso intorno al proprio asse di simmetria;
- *Real Beta Angle plot*: si abilita a valle dello studio effettuato su di un antenna e mostra l'andamento nel tempo del *β angle* vero, vale a dire calcolato rispetto ad una direzione di puntamento definita dall'utente e non rispetto alla normale al piano orbitale;
- *Coverage plot*: mostra due figure successive, la prima riferita alla *ground track* del satellite durante la missione, la seconda esplicativa delle zone coperte dallo stesso. In questa figura è anche possibile notare il numero di passaggi successivi su di una stessa regione del pianeta.

É importante specificare che, al fine di ottenere la figura di interesse, è sempre necessario selezionare prima il tipo di *plot* e successivamente fare *click* sull'apposito tasto per la visualizzazione. Qualora si facesse il contrario, il programma non restituirebbe alcuna immagine.

II.XII.II. *Save Results*

Questo tasto permette di salvare i risultati ottenuti tramite l'analisi di interesse. In questo caso non si ha la necessità di selezionare quali sono quelli di interesse, ma per ognuna delle grandezze calcolate si apre una finestra in cui l'utente può decidere se, con che nome ed in quale *directory* salvare le grandezze di interesse.

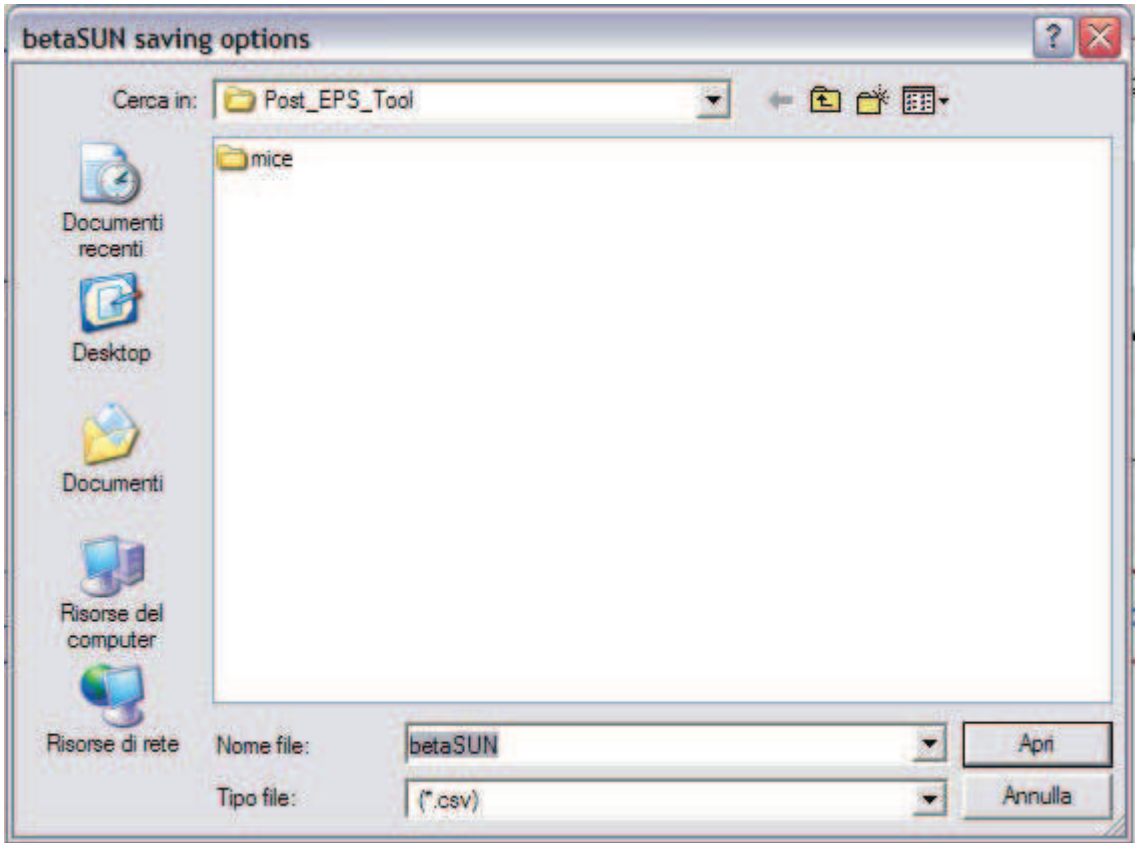


Fig. II-LXVI: Visualizzazione delle schermata per la gestione dei valori da salvare

Come si vede dalla **Fig. II-LXVI**, i risultati vengono salvati nel formato **.csv*, il tutto per avere una gestione rapida di questi valori nel caso in cui si voglia utilizzarli per ulteriori analisi associate ad un altro *tool*.

II.XIII. CHIUSURA DELL'INTERFACCIA

Per uscire dal programma è stato previsto un apposito tasto, che in via del tutto automatica permette di pulire la memoria del *pc*. Ovviamente la chiusura dell'interfaccia non avviene in maniera diretta al momento del *click* sul tasto dedicato, ma viene presentato

un messaggio all'utente per capire se quanto fatto è accidentale o è stata una sua scelta (vedi **Fig. II-LXVII**).

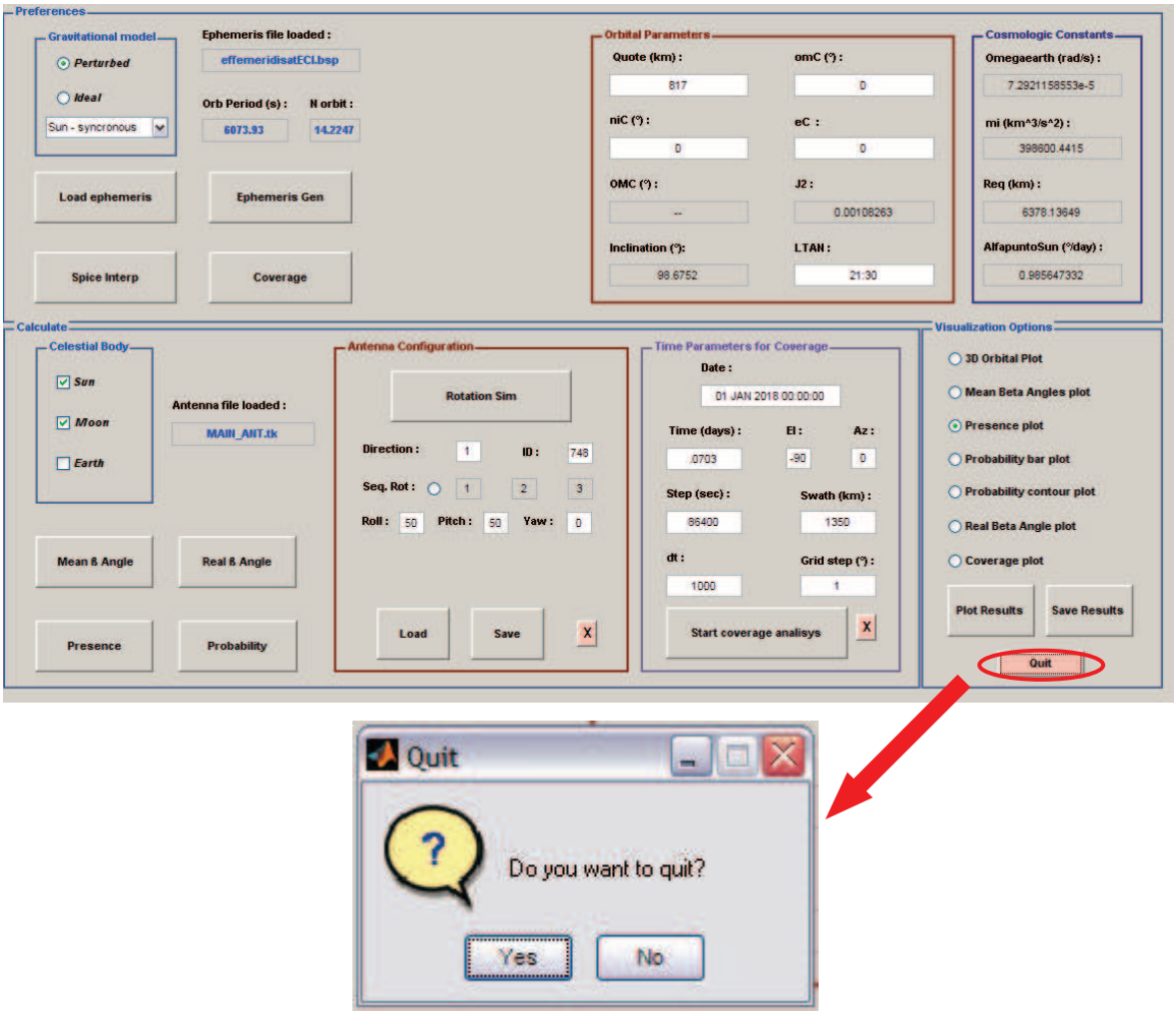


Fig. II-LXVII: Visualizzazione del tasto di *quit* e del successivo messaggio mostrato all'utente

É necessario precisare che al momento della chiusura tutti i dati non salvati andranno persi.

BIBLIOGRAFIA

Capitolo 1

M. Betto, " Phase 0 Study of the Post – EPS mission Technical memorandum" POSTEPS – DMS – TEC – MEM09 (10/06/2009).

Siti internet di riferimento

[1] http://www.eumetsat.int/Home/Main/What_We_Do/Satellites/Future_Satellites/Post – EPS/ PEPS_UCW_2 (ultima visita, Gennaio 2010).
[2] http://www.parlamento.it/web/docuorc2004.nsf/a4f26d6d511195f0c12576900058cac9/b32fe8b5 a9698366c125767000482c4e/$FILE/15496-09_IT.PDF (ultima visita, Gennaio 2010).

Capitolo 2

Roger R. Bate, Donald D. Mueller Jerry E. White "Fundamentals of Astrodynamics" Dover Pubblication Inc. (Ed. 1971).

Vladimr A. Chobotov "Orbital mechanics" third edition AIAA education series. (Ed. 2002).

Ronald J. Boain, "A-B-Cs of Sun-Synchronous Orbit Mission Design" Paper AAS 04 – 108 (8-12/02/04).

Siti internet di riferimento

[1] http://www.giuseppecorrao.net/ (ultima visita, Gennaio 2010).
[2] http://www-istp.gsfc.nasa.gov/stargaze/Sprecess.htm (ultima visita, Febbraio 2010).

Appendice I

Siti internet di riferimento

[1] http://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/toolkit_docs/IDL/icy/index.html (ultima visita Gennaio 2010)