



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale

*Vantaggi e svantaggi di un'orbita halo attorno al punto Sun-Earth
L2, per i sistemi di un CubeSat 12U*

Tutor Universitario: Prof. Alessandro Francesconi

Co-Tutor Universitario: Ing. Lorenzo Olivieri

Luca Tommaso Filippi

1217288

Anno Accademico 2023/2024

Sommario

Prendendo in considerazione i recenti sviluppi del settore aerospaziale, si evince una adozione sempre maggiore, al fine di svolgere missioni scientifiche e commerciali, di configurazioni altamente standardizzate come i CubeSat. In parallelo a questa tendenza, sono in aumento in termini di frequenza e varietà anche le opportunità di piggy-back, cioè uno dei principali sistemi che permettono il lancio e l'inserzione in orbita di CubeSat, in maniera efficace e con costi contenuti.

Considerato quanto sopra citato, è pertinente ipotizzare che nel futuro prossimo, si presenteranno opportunità di inserzione di CubeSat in orbite precedentemente considerate proibitive dal punto di vista di costi e complessità della missione, e quindi riservate a progetti con budget molto elevati.

In questa trattazione, viene ipotizzata una futura possibilità di inserire un CubeSat in un'orbita analoga a quella del satellite James Webb Space Telescope (JWST). Vengono quindi svolti degli studi, al fine di analizzare le implicazioni dell'ambiente spaziale di tale orbita, sui sistemi di un CubeSat.

Gli studi avvengono tramite l'analisi di risultati, forniti da delle simulazioni svolte sul software Systema di Airbus. In particolare, vengono presi in considerazione:

- l'equilibrio termico del satellite.
- La potenza solare incidente sui pannelli solari.
- La dose di radiazione che colpisce il satellite.

Al fine di arricchire le conclusioni, viene impostato un paragone con una baseline, generata svolgendo delle simulazioni analoghe a quelle sopracitate, ma considerando un'orbita LEO.

Indice

1	Introduzione	8
2	Descrizione del Modello	9
2.1	<i>Trajectory</i>	10
2.1.1	Orbita Halo	10
2.1.2	Orbita LEO	11
2.2	<i>Modeler</i>	12
2.2.1	Geometria	12
2.2.2	Materiali	14
2.2.3	<i>Mesh</i>	14
2.3	<i>Kinematics</i>	15
2.4	<i>Processing</i>	15
2.4.1	<i>Thermica e Thermisol</i>	16
2.4.2	<i>Doserad</i>	16
3	Sottosistema di Potenza	18
3.1	Risultati in LEO	18
3.2	Risultati in L2	19
3.3	Conclusioni	20
4	Sottosistema di Controllo Termico	22
4.1	Risultati in LEO	22
4.2	Risultati in L2	24
4.3	Conclusioni	25
5	Ambiente delle Radiazioni	27
5.1	Radiazioni in LEO	27
5.2	Radiazioni in L2	28

5.3	Conclusioni	30
6	Conclusioni generali	31
Appendice A: Importazione in Systema di una traiettoria tramite file Ephemeris		33
	Sommario	33
	Problemi riscontrati	33
	Procedimento	33
	Procedimento con Horizons System	34
	Freeflyer	42

1 Introduzione

Innanzitutto, è opportuno approfondire le ragioni che hanno motivato questo studio. Analizzando l'industria aerospaziale, è palese notare l'impatto che le configurazioni CubeSat stanno avendo sul panorama delle missioni spaziali. Infatti, si può notare che il numero delle missioni di CubeSat è in costante aumento dalla prima introduzione di questa configurazione. Questa tendenza è dovuta a svariati motivi, di cui vengono elencati i più notevoli:

- I CubeSat, in quanto configurazioni modulari, consentono la standardizzazione dei componenti, rendendo possibile l'acquisto di parti off-the-shelf, che sono già testate e potenzialmente hanno uno storico di missioni.
- Le dimensioni e il peso ridotte, in congiunzione con il design modulare, permettono ai CubeSat di essere lanciati assieme a satelliti più grandi, sfruttando quindi opportunità chiamate "piggyback". Inoltre, sempre grazie alla standardizzazione delle configurazioni, è molto facile per i vettori spaziali integrare dei sistemi di lancio di CubeSat, in quanto sono anch'essi standardizzati.
- I due punti sopracitati consentono alle missioni di CubeSat di mantenere un costo estremamente contenuto, rispetto alla tipica missione aerospaziale.
- L'avanzamento della tecnologia, nella miniaturizzazione dei computer e di altra componentistica, ha consentito l'adozione dei CubeSat, convenienti per i motivi sopracitati, per uno spettro sempre più ampio di missioni.

Questi sono soltanto alcuni dei fattori che hanno favorito l'adozione sempre maggiore delle configurazioni CubeSat, per missioni aerospaziali.

Considerata questa tendenza, si può parallelamente osservare un incremento delle opportunità di lancio per missioni CubeSat, sia in termini di numero di opportunità, sia in termini di varietà delle opportunità.

Per questi motivi, si è ipotizzato che i prossimi decenni, vedranno nascere diverse opportunità di piggyback, per missioni CubeSat, verso orbite più distanti e complesse da raggiungere, anche grazie al rinnovato interesse di agenzie nazionali

e private, in missioni verso la luna, Marte, e altri ambienti spaziali come quello preso in considerazione in questa trattazione. Visto il recente lancio del satellite James Webb Space Telescope, questa trattazione ipotizza una possibilità di lancio in piggyback, su una missione analoga.

In seguito a queste considerazioni ed ipotesi, nasce lo scopo di questa trattazione: analizzare le conseguenze dell'ambiente aerospaziale attorno al punto Lagrangiano Sun-Earth L2, sui sistemi di un CubeSat 12U.

Questa analisi viene favorita da un paragone, tra le condizioni dell'ambiente aerospaziale in L2, e quelle che un CubeSat affronta in una tipica missione, cioè in LEO.

In particolare, la trattazione prende in considerazione tre aspetti:

- La dose di radiazione che incide sulle superfici del satellite
- La potenza solare incidente sui pannelli solari del satellite, e quindi il budget energetico.

2 L'evoluzione delle temperature dei sottosistemi del satellite, in un dato arco di tempo. Descrizione del Modello

Il software utilizzato per la simulazione è Systema di Airbus. Al suo interno, è diviso in segmenti, che permettono di definire tutti gli aspetti del profilo di missione. I segmenti di interesse per questa trattazione sono: *Modeler*, *Trajectory*, *Kinematics*, *Mission*, *Processing*.

Allo scopo di analizzare l'andamento delle temperature del satellite, la potenza solare incidente sui pannelli solari, e la dose di radiazione assorbita, vengono svolte due simulazioni, facendo uso delle applicazioni *Thermica*, *Thermisol* e *Doserad* di Systema.

In oltre, al fine di svolgere il confronto tra le condizioni di interessi in orbita attorno a L2, e quelle tipiche di una missione CubeSat in LEO, vengono ripetute le

simulazioni citate sopra, variando soltanto l'orbita presa in considerazione. Le due orbite vengono descritte nella sezione 2.1.

Di seguito vengono delineati i settaggi e le configurazioni associati a ciascun segmento, in ordine diverso, da quello in cui appaiono nel software.

2.1 Trajectory

2.1.1 Orbita Halo

L'orbita presa in considerazione per questa simulazione, cioè l'orbita oggetto di questo studio, è un'orbita "halo" analoga a quella del satellite JWST.

Un'orbita halo è una traiettoria tridimensionale non planare attorno a un punto lagrangiano in un sistema ridotto a tre corpi. In questo contesto, i punti lagrangiani rappresentano posizioni di equilibrio in cui le forze gravitazionali di due corpi primari (in questo caso Terra e Sole) bilanciano la forza percepita da un terzo corpo di massa trascurabile. L'orbita halo è una soluzione particolare delle equazioni del moto derivanti dal problema dei tre corpi ristretto.

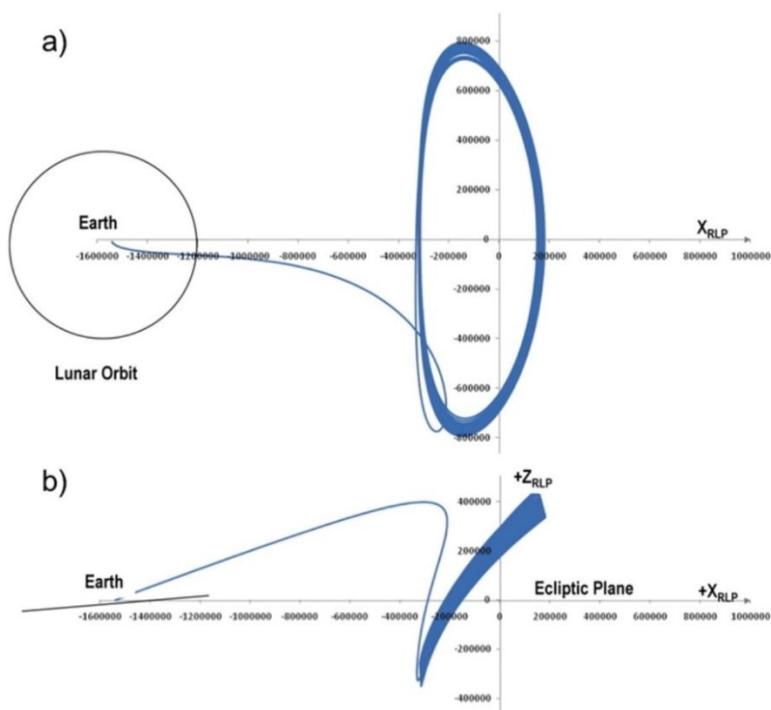


Figura 1: Orbita Halo nel sistema di riferimento del punto Lagrangiano L2

Queste orbite presentano stabilità dinamica lungo due direzioni e instabilità lungo una terza, rendendole particolarmente adatte per missioni spaziali a lungo termine, come quelle che richiedono un posizionamento stabile di satelliti o osservatori spaziali attorno a punti lagrangiani. La configurazione tridimensionale permette una maggiore copertura e stabilità orbitale rispetto alle orbite planari, riducendo il consumo di carburante per le correzioni orbitali.

Le orbite halo sono fondamentali nell'astrodinamica per collocare veicoli spaziali in posizioni di osservazione vantaggiose e stabili.

Poiché Systema non supporta la definizione di questo tipo di orbite, tramite la propria interfaccia, l'unica opzione è quella di importare la traiettoria tramite un file "Ephemeris". Questo tipo di file è un documento che contiene dati relativi alla posizione e alla velocità dello spacecraft a specifici intervalli di tempo.

Il processo di importazione dell'orbita Halo all'interno di Systema è stato la maggiore fonte di problemi durante lo sviluppo di questa trattazione. Per dovere di cronaca, e per facilitare lo svolgimento di procedimenti simili in futuro, il processo di importazione viene descritto nell'allegato "Importazione in Systema di una traiettoria tramite file Ephemeris"

2.1.2 Orbita LEO

L'orbita LEO che viene presa in considerazione, è un'orbita Sun Sincrona che ha una altitudine di 600km. Considerando che la maggior parte delle missioni CubeSat si trovano in un'orbita compresa tra i 300km e i 600km di altitudine, è stato scelto l'estremo superiore di questo intervallo, per minimizzare l'effetto dell'attrito atmosferico, che viene amplificato dalla configurazione estesa dei pannelli solari.

2.2 Modeler

2.2.1 Geometria

All'interno del segmento *modeler* è possibile definire la geometria del satellite e la *mesh*.

Innanzitutto, è stata scelta la configurazione del CubeSat 12U, in quanto è la configurazione più spaziosa, ancora considerabile “comune”, che quindi non preclude i tipici vantaggi di usare una configurazione CubeSat, come la facilità nel reperire componenti off-the-shelf, e le numerose possibilità di lancio. Si è optato per la configurazione più spaziosa e versatile, al fine di poter approssimare con questa trattazione, il maggior numero di possibili missioni future, e di massimizzare le capability del satellite, considerando l'esoticità dell'orbita presa in considerazione.

Le specifiche delle configurazioni CubeSat 12U vengono descritte all'interno del documento CDS REV14 2022-02-09. Le dimensioni esterne dei componenti del satellite sono descritte nelle figure 3 e 4.

Nella figura numero 2 è possibile vedere la geometria del satellite, l'orientamento delle vedute successive, e i riferimenti da collegare alla lista dei sottosistemi.

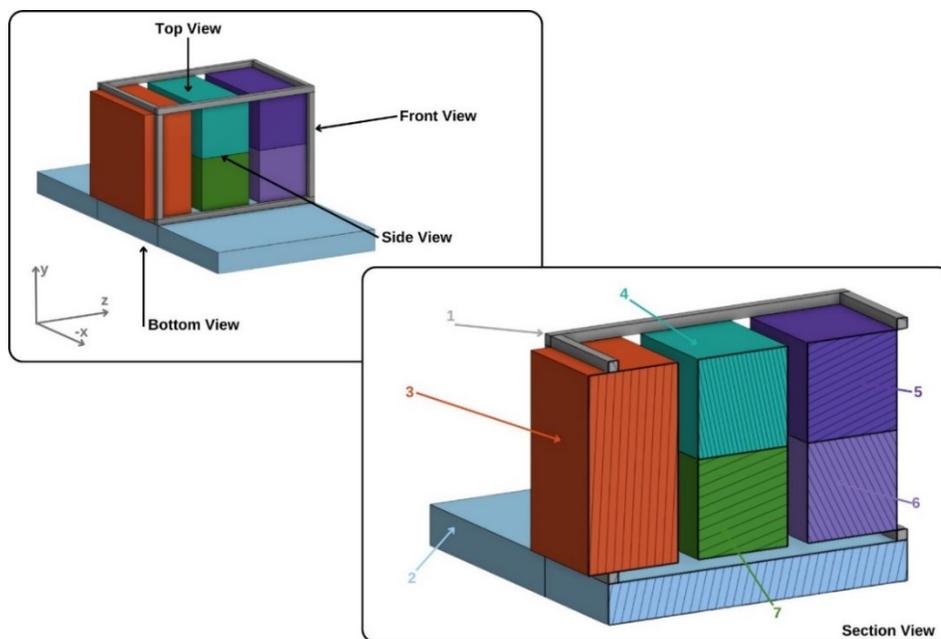


Figura 2: Visuale 3D e in sezione della configurazione del satellite.

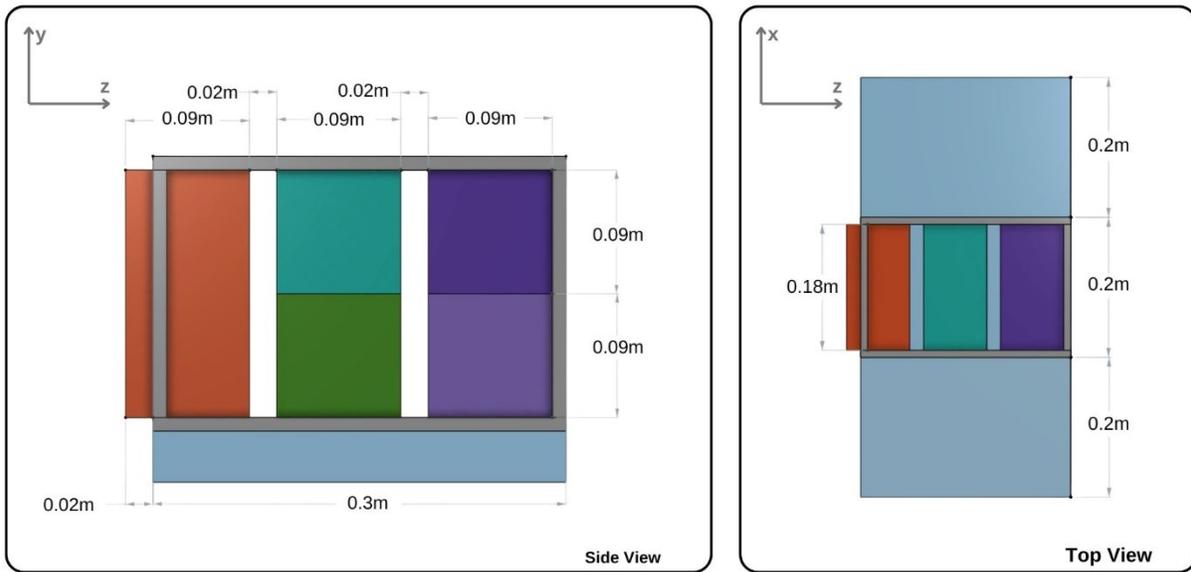


Figura 3: Side View e Top View con misure esterne

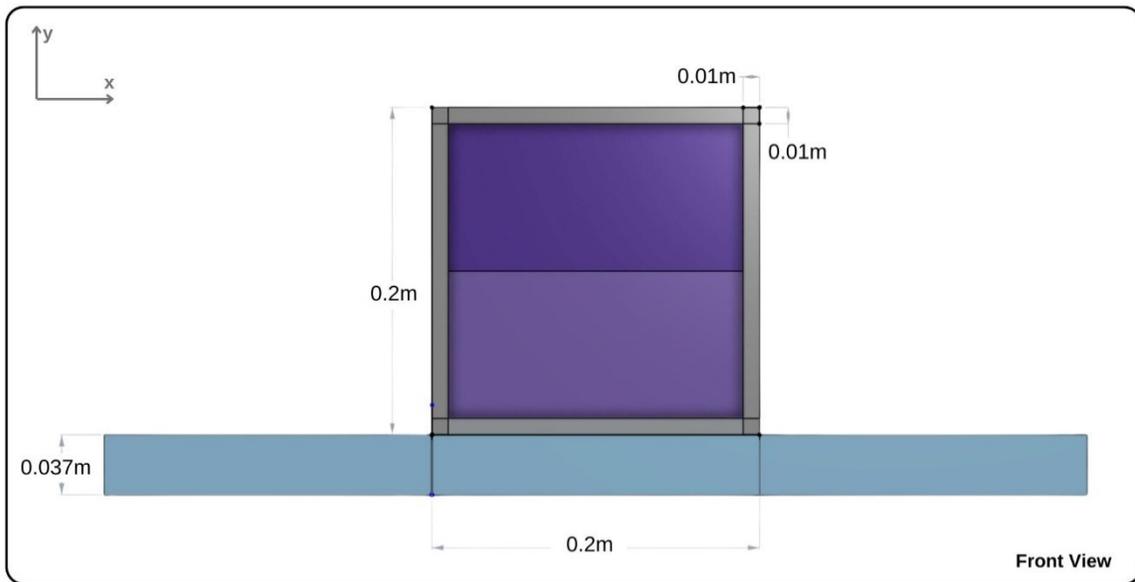


Figura 4: Front View del satellite con misure esterne

2.2.2 Materiali

I sottosistemi sono così configurati come segue (fare riferimento alla figura 2).

1. Struttura del CubeSat: È composta da elementi in alluminio anodizzato nero dalla sezione quadrata, cava al centro con pareti spesse 0.002m.
2. Pannelli solari: La struttura che li compone è in *HoneyComb*, sull'asse -y sono rivestiti di celle solari, mentre sul lato +y sono rivestiti di vernice bianca.
3. Sistema di propulsione: È rappresentato da un box in acciaio con pareti spesse 0.001m, che protrude di 2mm al di fuori della struttura, per rappresentare l'eventuale presenza di ugelli.
4. Sistema di avionica: È rappresentato da un box in policarbonato stampato in 3D, verniciato di nero, dello spessore di 0.005m.
5. Strumentazione 1 È rappresentato da un box in policarbonato stampato in 3D, verniciato di nero, dello spessore di 0.005m.
6. Strumentazione 2: È rappresentato da un box in policarbonato stampato in 3D, verniciato di nero, dello spessore di 0.005m.
7. Batteria di accumulo: È rappresentato da un box in policarbonato stampato in 3D, verniciato di nero, dello spessore di 0.005m.

2.2.3 Mesh

La *mesh* utilizzata è composta da elementi a faccia quadrata con lato 0.01m. Questa configurazione è applicata a tutti gli elementi del satellite, ed è rappresentata nella figura 5.

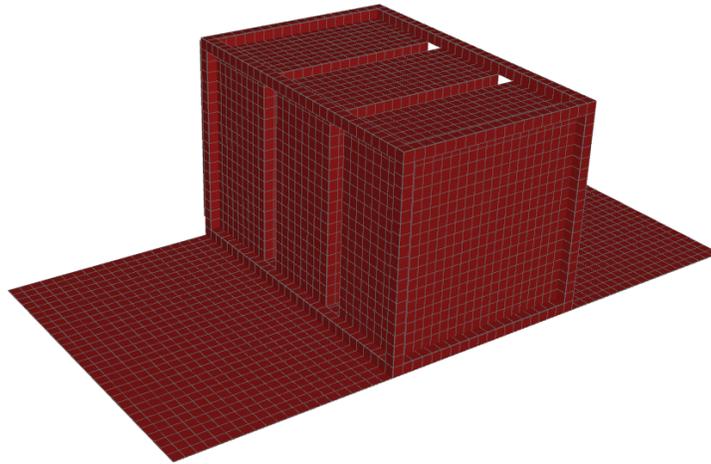


Figura 5: Visualizzazione della mesh

2.3 Kinematics

In questa sezione del software è possibile definire l'assetto del satellite, e la cinematica dei singoli componenti.

Per questa trattazione, tutti i componenti del satellite rimangono fermi relativamente alla struttura del satellite.

Durante tutto il periodo di 6 ore considerato nella simulazione, in ogni istante l'asse -Y del sistema solidale al satellite rimane orientato verso il sole, mentre l'asse Z rimane orientato verso la direzione del moto.

Questo assetto consente ai pannelli solari di ricevere il massimo irraggiamento, e alla strumentazione di avere una visuale indisturbata dal sole verso il sistema solare e lo spazio.

2.4 Processing

All'interno di questa sezione, viene configurato il processo di calcolo che il software esegue. Questa configurazione avviene tramite moduli drag and drop, che vanno a comporre un diagramma. Di seguito vengono descritti i due diagrammi utilizzati, per ottenere i risultati riguardanti la dose di radiazione, la potenza solare assorbita e l'evoluzione delle temperature del satellite.

Il calcolo necessita di un file *.dose*, che riporta una tabella di valori che indicano la radiazione depositata su un sensore in silicio posto al centro di una sfera di alluminio di vari spessori.

Tale file, è l'unico settaggio che varia, al di fuori della sezione *trajectory*, tra la simulazione in LEO e la simulazione in orbita Halo. In entrambi i casi è stato ricavato usando il software "OMERE".

Per l'orbita in LEO, è stata modellata un'orbita analoga all'interno del software OMERE, che supporta l'impostazione di orbite sun-sincrone.

Per quanto riguarda l'orbita Halo invece, il file *.dose* è stato ottenuto approssimando la traiettoria del satellite ad un punto appartenente ad essa. Questo punto è collocato sul piano dell'eclittica come in figura 8, ad una distanza di 1.700.000km dalla terra, ad un angolo di 28.07° rispetto all'asse che congiunge la terra al punto Sun-Earth L2. Si è deciso di applicare questa approssimazione in quanto il software OMERE, non supporta l'importazione di orbite tramite file *Ephemeris*. Inoltre, si è valutato che la fluttuazione dell'intensità dell'irraggiamento solare, durante una rivoluzione attorno a L2, è marginale, mentre l'irraggiamento planetario dovuto agli effetti di albedo e emissione infrarossa sono di un ordine di grandezza trascurabile rispetto alla potenza solare.

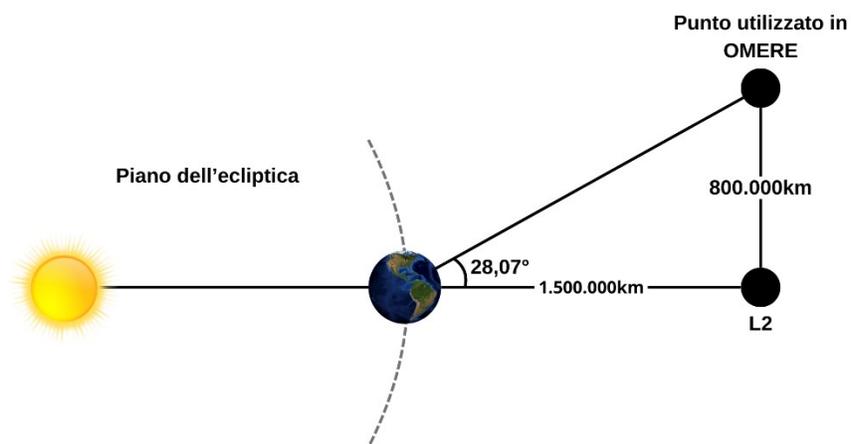


Figura 8: Rappresentazione geometrica qualitativa, del punto utilizzato in OMERE

3 Sottosistema di Potenza

All'interno di questa sezione vengono analizzati e messi a confronto i flussi solari che incidono sui pannelli solari, in orbita Halo attorno a L2 e nell'orbita di riferimento LEO. Le due orbite sono descritte al punto 1.1.1 e 1.1.2

3.1 Risultati in LEO

Nella figura 9 viene riportato il grafico che rappresenta il flusso solare assorbito dai pannelli solari, in W/m^2 . Il grafico assume il valore di

$$Q = 0 \frac{W}{m^2} \quad \text{oppure} \quad Q = 1016.605 \frac{W}{m^2},$$

a seconda che il satellite si trovi nel cono di eclissi della terra, oppure esso abbia visuale diretta con il sole. Il periodo di eclissi dura circa 1/3 dell'orbita LEO presa in considerazione.

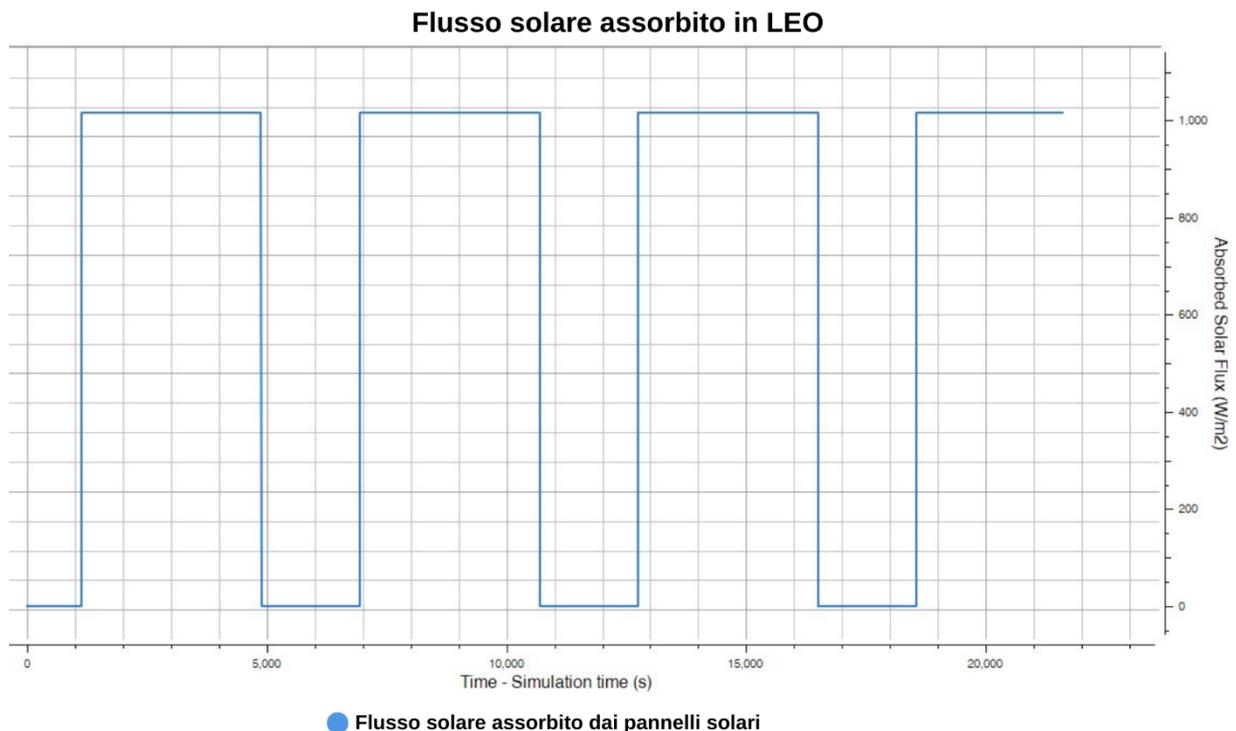


Figura 9: Grafico che rappresenta il flusso solare assorbito dai pannelli solari in LEO

Conoscendo la dimensione dei pannelli solari, è possibile conoscere la potenza assorbita, moltiplicando il flusso solare assorbito per metro quadro Q , con l'area dei pannelli solari A , che per la configurazione considerata è:

$$A = (0.3 \cdot 0.2) \cdot 3 = 0.18 \text{ m}^2$$

$$q = Q \cdot A = 182.9889 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

3.2 Risultati in L2

Nella figura 10 viene riportato il grafico che rappresenta il flusso solare assorbito dai pannelli solari del satellite che orbita sulla traiettoria Halo attorno a L2. Dal grafico si evince un valore di fatto costante, che si attesta a $Q = 997 \text{ W/m}^2$.

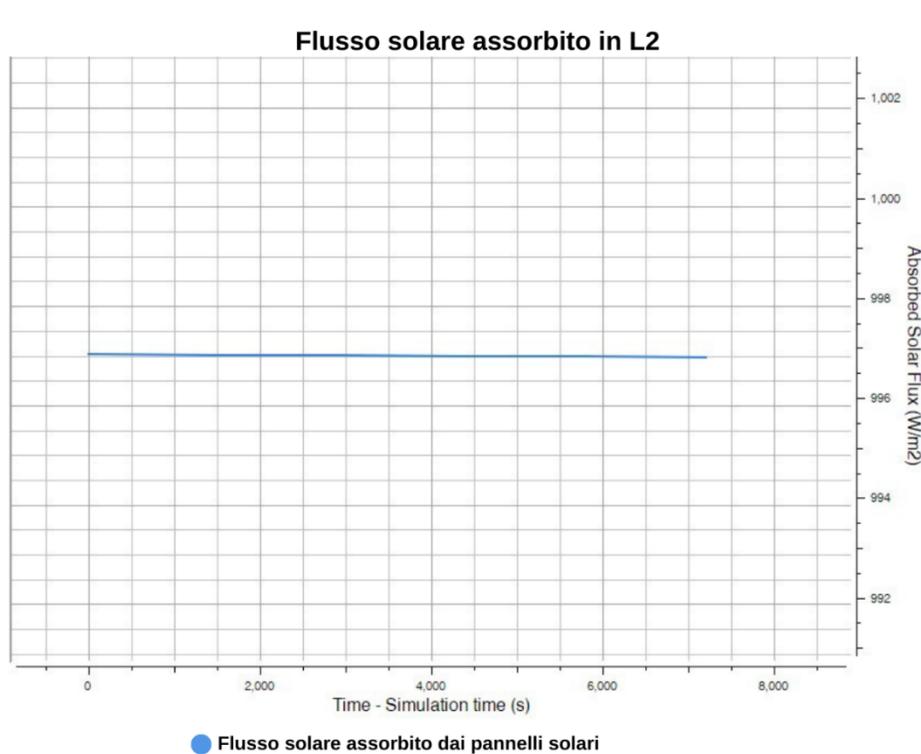


Figura 9: Grafico che rappresenta il flusso solare assorbito dai pannelli solari in LEO

Come per il caso in LEO, è possibile calcolare la potenza assorbita dai pannelli solari, seguendo lo stesso procedimento.

$$A = (0.3 \cdot 0.2) \cdot 3 = 0.18 \text{ m}^2$$

$$q = Q \cdot A = 179.46 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

3.3 Conclusioni

Innanzitutto, è possibile notare come la differenza tra la potenza solare in LEO e quella in L2 sia minima. Infatti, la differenza delle distanze tra il satellite e il sole, che ammonta a 1.5 milioni di chilometri, comporta una differenza di potenza solare di circa 19 W/m^2 .

Esiste però una differenza non trascurabile tra le due situazioni: infatti in orbita LEO, la potenza solare viene assorbita soltanto al di fuori dei periodi di eclisse.

La conseguenza principale della presenza di periodi di eclisse in LEO è la necessità di implementare un sistema di accumulo della corrente elettrica, per far fronte alla mancanza di generazione che ha luogo per circa $1/3$ dell'orbita, nel caso considerato.

L'implementazione di questo componente aggiuntivo comporta:

- Costi di missione maggiori
- Aumento del peso del satellite
- Incremento della complessità dei sistemi del satellite, con conseguente aumento della probabilità di fallimento della missione
- Aumento del numero di vincoli sulla durata della missione, sulla scelta dell'orbita, e sul payload di missione. A causa dei vincoli imposti dalla tecnologia utilizzata, che dipende da fattori come i cicli di carica-scarica, la Depth of discharge (DOD), e la temperatura operativa.

Si può quindi concludere che, per quanto riguarda il sistema di potenza elettrica del satellite, l'orbita Halo attorno a L2 presenta un netto vantaggio, in quanto vede una esposizione solare costante, e quindi non necessita di un sistema di accumulo di potenza elettrica, che sia in grado di far fronte a periodi di eclissi.

Anche qualora fosse presa la decisione di implementare un sistema di accumulo per far fronte ai picchi di carico causati dal payload di missione, questo sistema sarebbe caratterizzato da una complessità notevolmente minore, di quello necessario in LEO.

4 Sottosistema di Controllo Termico

All'interno di questa sezione viene analizzata e messa a confronto l'evoluzione delle temperature dei componenti del satellite, in orbita Halo attorno a L2 e nell'orbita di riferimento LEO. Le due orbite sono descritte al punto 1.1.1 e 1.1.2.

4.1 Risultati in LEO

Nella figura 10 è riportato il grafico che rappresenta l'evoluzione delle temperature superficiali di vari componenti del satellite, in orbita LEO.

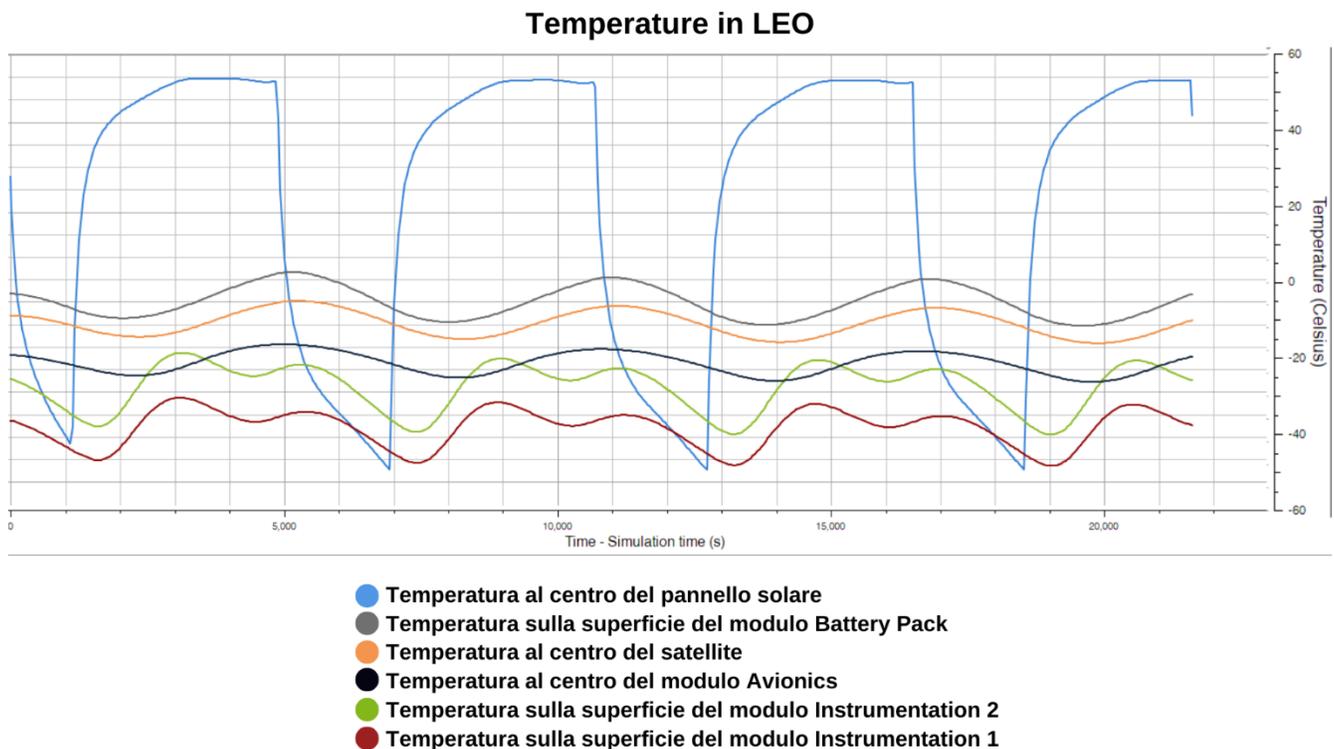


Figura 10: Grafico che rappresenta le temperature superficiali dei componenti del satellite in LEO

La prima caratteristica che si può notare dal grafico è la periodicità dell'evoluzione delle temperature. Infatti, ogni componente oscilla tra una temperatura massima ed una minima periodicamente, seguendo il ciclo di illuminazione diretta ed eclissi.

È anche evidente che i pannelli solari, in quanto sono una struttura relativamente sottile e sempre direzionata verso il sole, vedono dei picchi di temperature molto maggiori. Nelle figure seguenti, si può vedere la distribuzione delle temperature superficiali del satellite durante il Worst Hot Case (WHC) e il Worst Cold Case (WCC)

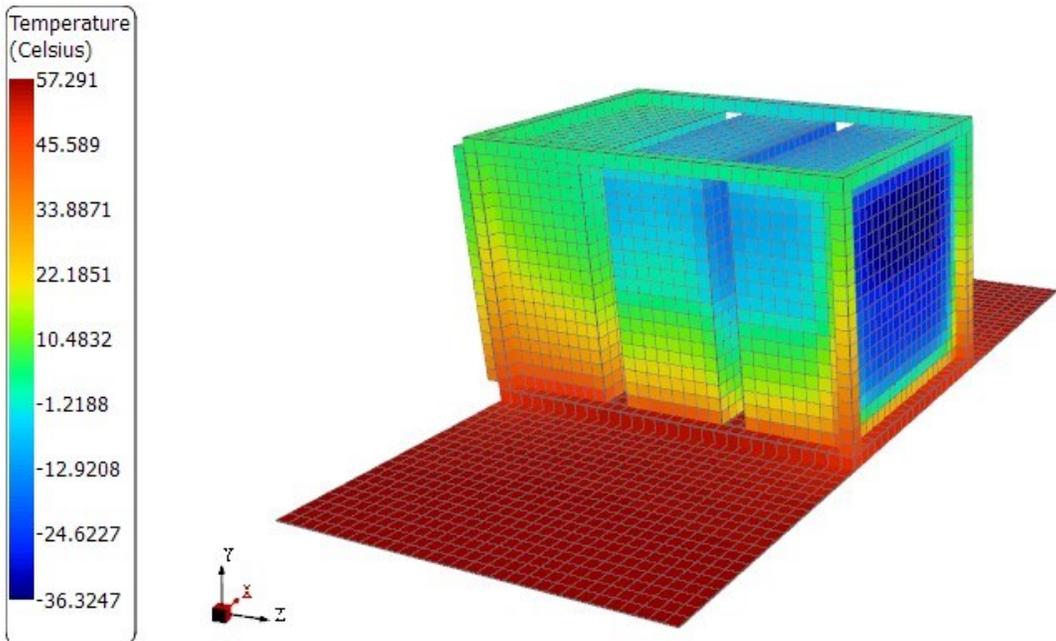


Figura 11: Temperature del satellite nel WHC

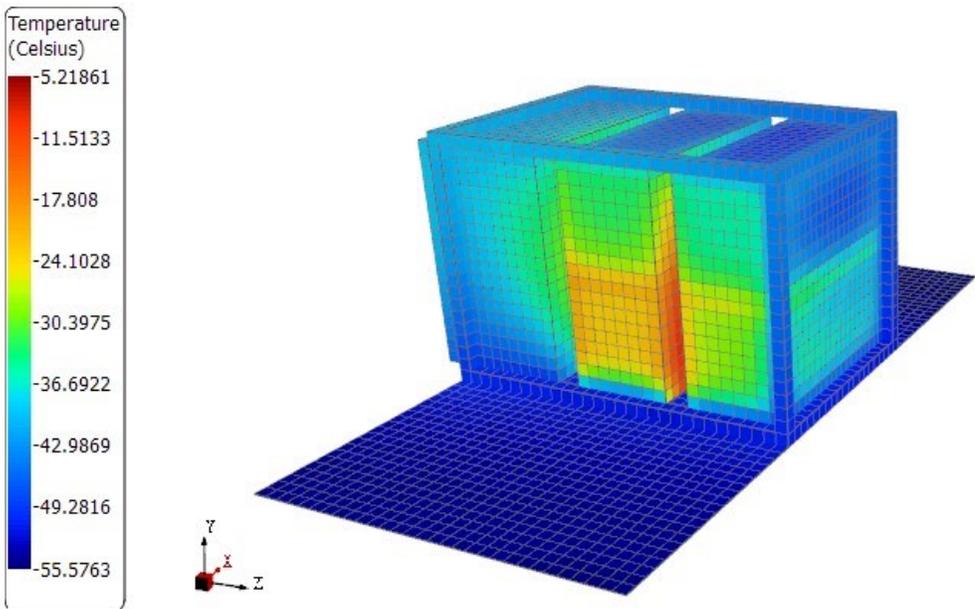


Figura 12: Temperature del satellite nel WCC

È anche doveroso notare che la temperatura dei componenti del satellite è influenzata non solo dall'irraggiamento solare, ma anche dai flussi planetari di albedo e radiazione IR provenienti dalla terra.

4.2 Risultati in L2

Nella figura 13 è riportato il grafico che rappresenta l'evoluzione delle temperature superficiali di vari componenti del satellite, in orbita Halo attorno al punto L2

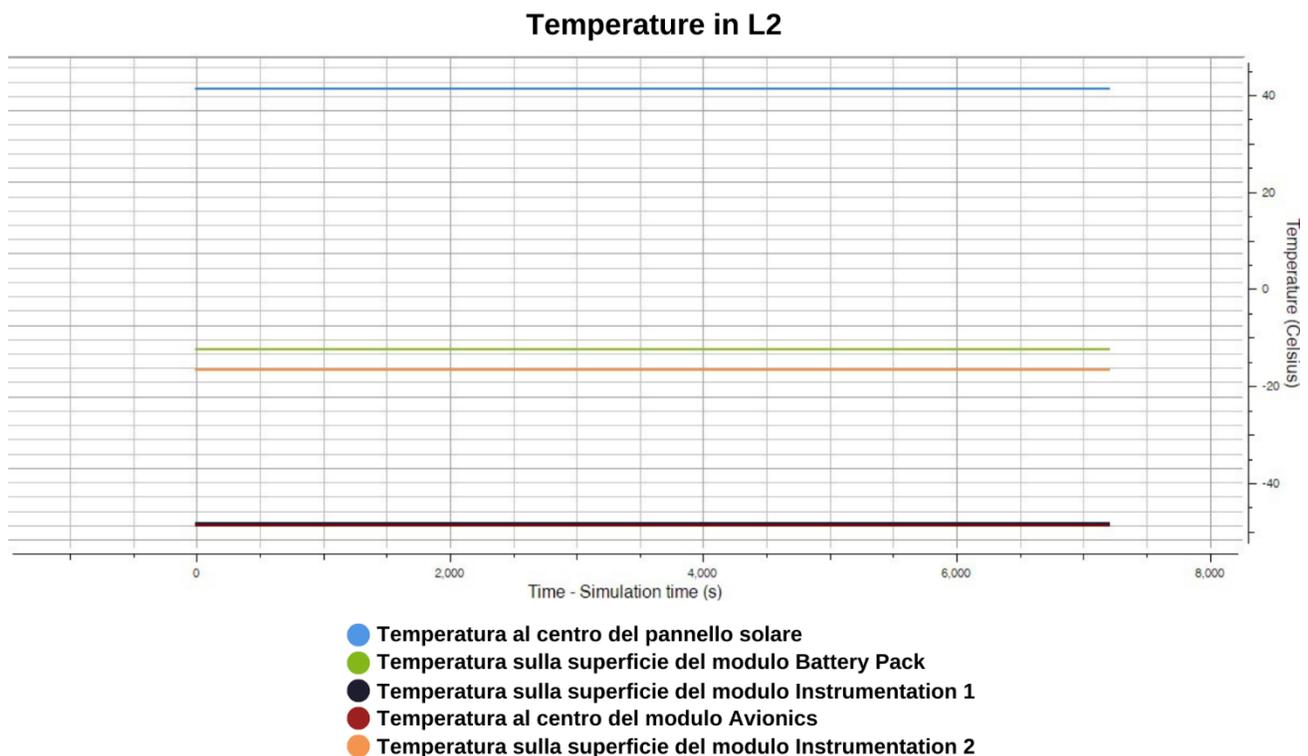


Figura 13: Grafico che rappresenta le temperature superficiali dei componenti del satellite in LEO

Dal grafico si può notare che le temperature dei vari componenti restano approssimativamente costanti, durante l'intervallo di tempo considerato dalla simulazione. È possibile anche dedurre, che questo comportamento rimanga tale, per l'intera durata della missione in L2.

Inoltre, si può notare che la differenza tra il componente a temperatura minore e quello a temperatura maggiore è notevole. Questo comportamento deriva dall'orientamento del satellite e dalla geometria del problema. Infatti, il satellite riceve tutta la radiazione solare dalla direzione -Y, e non riceve alcuna radiazione

nelle altre direzioni. Per questo motivo, si crea un gradiente di temperatura, che cala lungo la direzione Y del satellite. La scelta di materiali e finiture superficiali influenza la rapidità di variazione del gradiente, come si può evincere nella figura 14, notando la differenza di gradiente tra il modulo di propulsione, composto di Acciaio, e i moduli “Instrumentation”, che sono composti di poliestere.

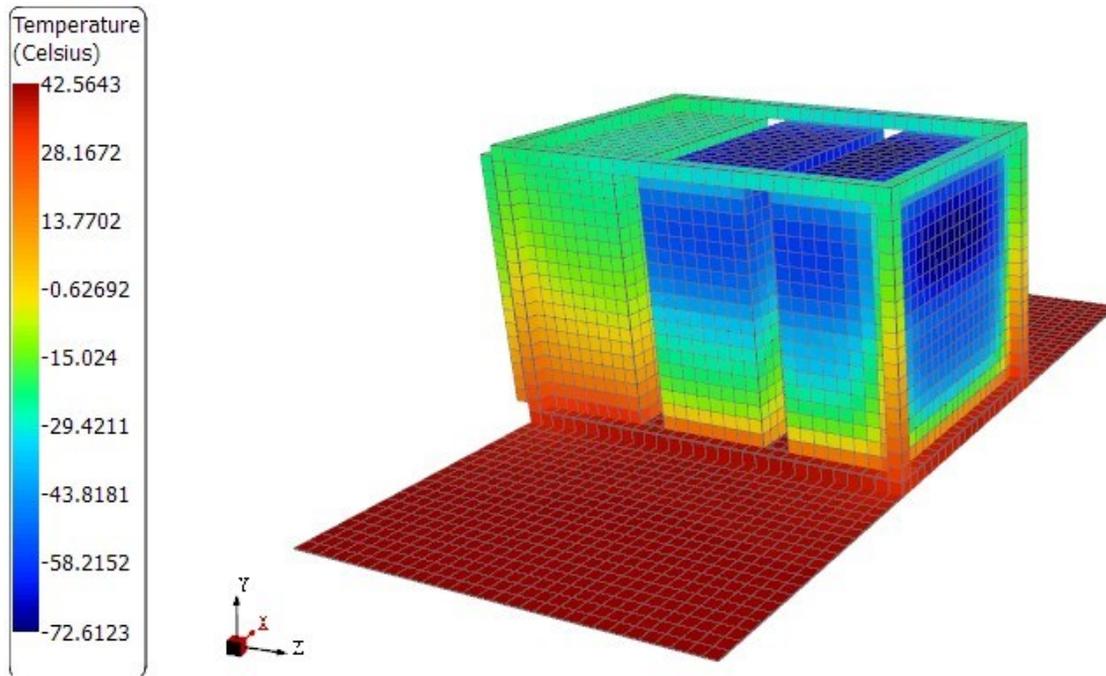


Figura 14: Temperature del satellite, che rimangono circa costanti nel tempo

È opportuno notare che i flussi planetari provenienti dal pianeta terra sono trascurabili.

4.3 Conclusioni

Fondamentalmente, le differenze tra le due orbite sono dettate dalla geometria del problema. Infatti, in orbita Halo attorno a L2, il satellite viene irraggiato da un'unica direzione, in quanto i flussi planetari sono trascurabili, e in maniera costante nel tempo. Al contrario, in orbita LEO il satellite entra ed esce dal cono di eclisse della terra, e subisce i flussi di albedo e IR causati da essa.

Questa differenza comporta due profili di temperatura molto diversi: per la configurazione in L2, le temperature rimangono pressoché costanti nella durata della missione, mentre le temperature in LEO variano ciclicamente.

In particolare, evidenziamo i vantaggi dell'orbita in L2 rispetto all'orbita LEO:

1. È possibile utilizzare componenti che necessitano di un intervallo di temperatura molto piccolo, per funzionare alla massima efficienza, in quanto è semplice garantire che la temperatura rimanga all'interno di questo range.
2. È più semplice ed efficace gestire la temperatura dei vari componenti, tramite la scelta di materiali e finiture superficiali, in quanto ci sono meno variabili, ad influenzare l'andamento delle temperature.
3. Ove fosse necessario implementare un sistema di controllo delle temperature attivo, questo sarebbe relativamente semplice, non dovendo rispondere a fluttuazioni delle condizioni al contorno, rispetto al caso in LEO.
4. È possibile raggiungere temperature più basse e costanti, rispetto che in LEO, aprendo la possibilità di utilizzare strumenti maggiormente sensibili a tali interferenze, come sensori che lavorano nel campo dell'infrarosso.
5. È possibile garantire alla strumentazione una visuale dello spazio profondo e del sistema solare oltre la terra, priva di interferenze che emettono quantità non trascurabili di radiazione, come la terra ed il sole. Questo permette di attuare lunghe esposizioni, con strumenti altamente sensibili alle interferenze prodotte dalle fonti di radiazioni.

Si può quindi concludere che, posizionare un satellite in orbita Halo attorno al punto L2, garantisce numerosi vantaggi, per quanto riguarda il sistema di controllo della temperatura. Inoltre, il fatto che i flussi di radiazione non trascurabili provengono da un'unica direzione, permette di prendere in considerazione strumentazioni che sarebbe proibitivo e sconveniente implementare in LEO.

5 Ambiente delle Radiazioni

In questo paragrafo vengono comparati gli ambienti radiativi in LEO e in orbita Halo attorno a L2, tramite l'ausilio della simulazione "Doserad", svolta su Systema.

5.1 Radiazioni in LEO

Di seguito viene riportata la rappresentazione 3D della dose di radiazioni assorbita dalle varie superfici del satellite. Vengono mostrati i risultati della simulazione con le tecniche *norm* e *slant*. Le due tecniche si differenziano facendo uso di spessori equivalenti diversi, per consentire di studiare separatamente, ed in maniera più accurata, la propagazione di protoni ed elettroni nel modello 3D. Questa differenziazione è necessaria in quanto i protoni tendono a propagarsi in linea retta all'interno di un materiale, mentre gli elettroni seguono un moto più erratico.

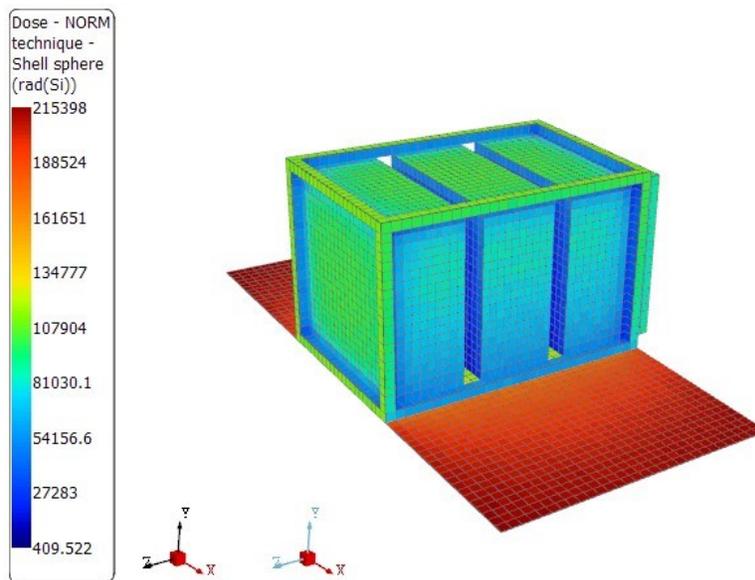


Figura 15: Dose depositata sulle superfici in LEO (tecnica NORM)

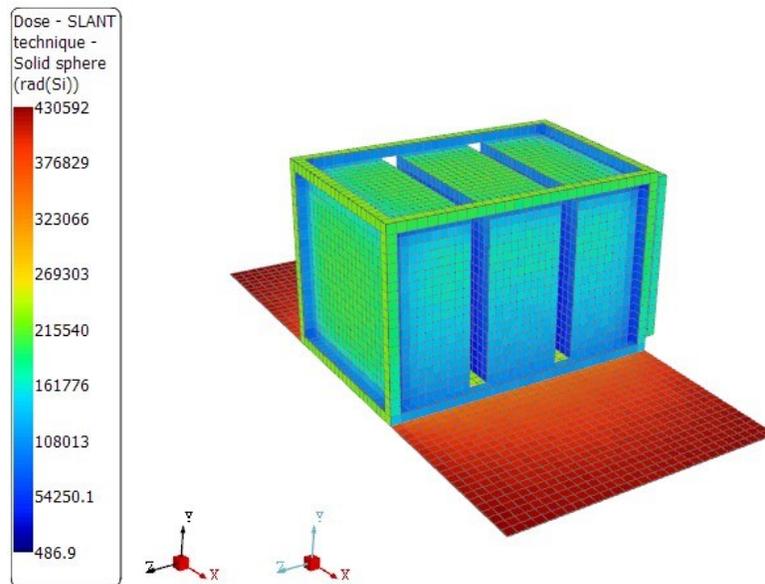


Figura 16: Dose depositata sulle superfici in LEO (tecnica SLANT)

Dalle due figure riportate sopra, si evince che la distribuzione della dose di radiazioni è identica tra le due tecniche. Infatti, la dose di radiazione ricevuta da una superficie dipende soltanto dalle caratteristiche geometriche del modello del satellite, poiché la dose di radiazioni è considerabile omnidirezionale. Infatti, l'utilizzo dei due modelli di simulazione *norm* e *slant*, trova la propria utilità nello sviluppo di protezioni dalle radiazioni, che necessita uno studio separato di neutroni ed elettroni, in quanto questi ultimi hanno conseguenze diverse sui sistemi del satellite.

La dose di radiazioni che si deposita in media sulla superficie esterna del modulo Avionics, per quanto riguarda la tecnica *slant* varia tra 100Krad e 200Krad, mentre la dose massima che si deposita su una superficie, in questo caso i pannelli solari, è di 430Krad. I valori, secondo la tecnica *norm*, sono circa dimezzati.

5.2 Radiazioni in L2

Di seguito viene riportata la rappresentazione 3D della dose di radiazioni assorbita dalle varie superfici del satellite. Come nel paragrafo precedente, vengono riportati i risultati secondo i modelli *norm* e *slant*, e valgono le stesse considerazioni fatte su di essi.

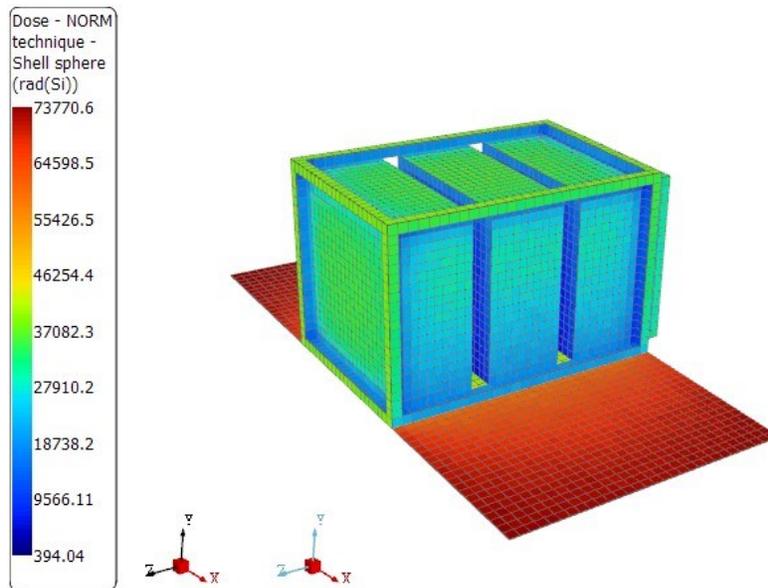


Figura 17: Dose depositata sulle superfici in L2 (tecnica NORM)

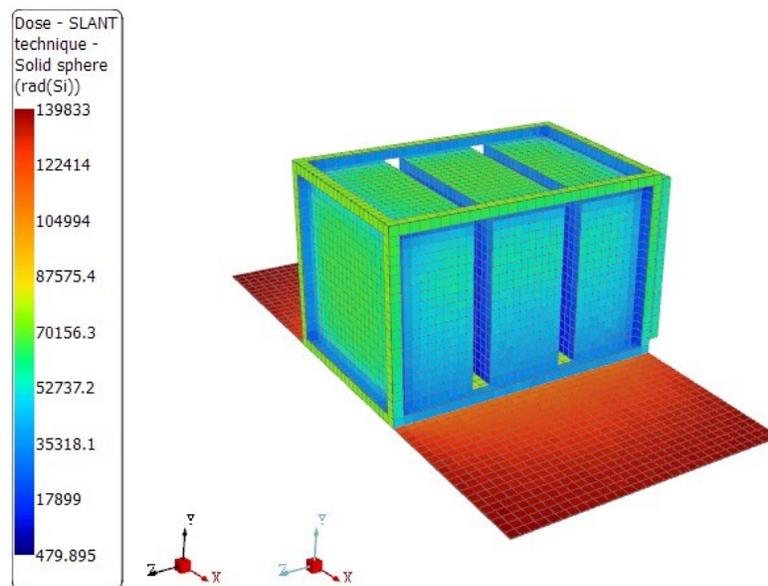


Figura 18: Dose depositata sulle superfici in L2 (tecnica SLANT)

La dose di radiazioni che si deposita in media sulla superficie esterna del modulo Avionics, per quanto riguarda la tecnica *slant* varia tra 35Krad e 70Krad, mentre la dose massima che si deposita su una superficie, in questo caso i pannelli solari, è di 140Krad. I valori, secondo la tecnica *norm*, sono circa dimezzati.

5.3 Conclusioni

Nonostante la trattazione non si spinge a valutare gli effetti dell'ambiente radiativo, sui sistemi del satellite, poiché questo richiederebbe uno studio a sé stante e dettagliato per ogni singolo sottosistema, è comunque possibile trarre delle conclusioni molto interessanti.

La differenza principale tra i due ambienti spaziali, che si evince dallo studio, è la dose di radiazione assorbita dalle superfici del satellite. Infatti, in L2 la dose totale di radiazione risulta essere circa un terzo della dose totale in LEO.

Questa differenza ha diverse implicazioni generali, sui sistemi di un ipotetico satellite, in orbita attorno a L2:

1. La dose minore consente di risparmiare budget rispetto ad una equivalente missione in LEO, necessitando di elettronica con sistemi meno sofisticati di rad-hardness.
2. In caso di necessità di radiation shielding per determinati componenti, sarebbe possibile risparmiare peso a parità di necessità.
3. A parità di configurazione dei sistemi del satellite, è logico ipotizzare che la missione possa avere una vita maggiore.

6 Conclusioni generali

Da questa trattazione, sono emersi numerosi vantaggi, per i sistemi di un CubeSat 12U, posizionato in orbita halo attorno al punto L2, rispetto ad una missione simile in LEO. In particolare, questi vantaggi si possono riassumere in questo modo:

1. Il bilancio termico in L2, è notevolmente semplice, in quanto l'unica fonte di radiazioni non trascurabili è il sole, ed è possibile raggiungere temperature molto basse, per permettere il funzionamento di strumenti che richiedono tali condizioni.
2. Poiché l'intera traiettoria non interseca il cono d'eclisse della terra, è possibile ottenere una generazione elettrica costante mediante i pannelli solari. Inoltre, mantenendo quest'ultimi orientati verso il sole, si garantisce al payload di missione una visuale priva di interferenze verso lo spazio. Questo tipo di orbita risulta infatti estremamente conveniente per missioni scientifiche con lo scopo di compiere osservazioni al di fuori del sistema solare.
3. L'ambiente radiativo in L2 è meno proibitivo di quello in LEO, consentendo l'implementazione di soluzioni più semplici, meno costose e meno pesanti, per far fronte all'ambiente radiativo.

Oltre ai vantaggi sopracitati, è doveroso citare alcuni svantaggi noti per una missione di un CubeSat in L2:

1. Raggiungere un'orbita Halo attorno al punto lagrangiano L2 ha un elevato costo di ΔV , ed è lecito assumere che le opportunità di piggyback che consentono un'inserzione in tale orbita saranno poche e potenzialmente molto costose.
2. Nonostante le orbita halo siano tra le soluzioni più efficienti per orbitare un punto lagrangiano, i costi di station keeping non sono nulli. È quindi necessario integrare nel satellite un sistema di propulsione, un sistema di controllo dell'assetto e un computer di bordo in grado di far fronte a questa necessità.
3. Pur considerato che il satellite abbia una visuale costante sulla terra, è necessario un sistema di trasmissione adeguato, per poter comunicare

efficacemente con eventuali stazioni di terra, a causa della notevole distanza (circa 1.5 milioni di Km dalla terra). Può infatti essere opportuno prendere in considerazione la possibilità di trasmettere i dati ad un altro satellite più grande collocato in orbita attorno a L2, il quale poi trasmetterebbe i dati del CubeSat a terra, assieme ai propri.

4. La distanza dalla Terra rende sconveniente la maggior parte delle missioni di osservazione del nostro pianeta.

In conclusione, prendere in considerazione una missione CubeSat posizionata in orbita attorno al punto lagrangiano L2 risulta essere una valida opzione, specialmente se il raggiungimento dell'obiettivo della missione è compatibile e facilitato da questa posizione nello spazio interplanetario.

Inoltre, le implicazioni dell'ambiente spaziale in L2 sui sistemi di un CubeSat 12U, indicano che anche i sistemi stessi del satellite, possano beneficiare di diversi vantaggi dell'ambiente spaziale in L2, rendendo una missione collocata in tale orbita fattibile, con le tecnologie allo stato dell'arte, in data di compilazione di questa trattazione.

Appendice A: Importazione in Systema di una traiettoria tramite file Ephemeris

Sommario

In questo allegato vengono descritte le problematiche riscontrate durante il processo di importazione di un file Ephemeris nel software di Systema, e successivamente viene dettagliato il processo, che ha permesso di compiere questa operazione con successo

Problemi riscontrati

Inizialmente, la versione di Systema utilizzata era la 4.8. In questa fase, sono stati fatti diversi tentativi di importazione di molteplici tipologie di file Ephemeris, seguendo le specifiche elencate nella “trajectory tactical annex” del “Systema user manual”. Tutti i tentativi non sono andati a buon fine. I problemi riscontrati erano di natura non chiara, ma sembravano essere riconducibili ad incompatibilità dei formati dei file, e incongruenze nei sistemi di riferimento presi in considerazione.

A questo punto, il supporto tecnico di Airbus ha suggerito l’upgrade alla versione 4.9.3, in quanto è stata migliorata la compatibilità con file Ephemeris.

Successivamente all’aggiornamento, è stato individuato il procedimento dettagliato di seguito

Procedimento

In primo luogo, la tipologia di file Ephemeris consigliata è la STK, con estensione (.e). Questo standard di Ephemeris file è definito da AGI, i creatori del software STK Astrogator.

Successivamente è necessario stabilire la fonte del file Ephemeris. In questo procedimento vengono prese in considerazione due fonti: il programma Freeflyer di ai-solutions, e l’applicazione web di Horizon Systems, sviluppata dal Jet Propulsion Library, del California Institute of Technology.

Procedimento con Horizons System

Qui sotto si può vedere l'interfaccia dell'applicazione Web, che si trova a questo link: <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/>

Horizons System

Per il nostro scopo di ottenere un file STK, è necessario selezionare Ephemeris Type > Vector Table

Horizons System

Successivamente, nel tab “Target Body”, bisogna scegliere il corpo del quale si vuole ottenere un file ephemeris. Nel database di horizon systems, si possono trovare tutti i corpi celesti del sistema solare, e molto altro. Per approfondire che cosa include il database fare riferimento a questa pagina: <https://ssd.jpl.nasa.gov/>

Quella riportata sotto è l'interfaccia che consente di cercare l'oggetto nel loro database, ed è anche presente una guida su come utilizzare questa ricerca.

Specify the Target Body

Choose a method for specifying the target body:

Search for a specified body

Lookup the Specified Body

Search all available bodies (default)

To restrict your search to only small-bodies or only major-bodies, use the pulldown menu to the right of the **Search** button above to select the desired filter.

Examples:

- **mars** - search for bodies containing "mars" (case-insensitive). If the search filter is set for all available bodies, you would get a list similar to the following:
 - **MB: Mars** (the planet Mars)
 - **MB: Mars Barycenter** (the dynamical point corresponding to the Mars-system barycenter)
 - a list of several spacecraft containing the word or substring "mars"
- **eros** - search for bodies containing "eros". This should result in a unique match of the small-body 433 Eros.
- **10** - search for bodies with either a JPL ID of "10" or a small-body IAU-number of "10". The resulting list would look similar to the following:
 - **MB: Sun [Sol1]**
 - **SB: 10 Hygiea**
- **1998 SF36** or **1998sf36** - search for a small-body with designation "1998 SF36" (case-sensitive). This should result in a unique match of the small-body 25143 Itokawa (1998 SF36).

See the Horizons manual for more information.

Successivamente, è necessario specificare il coordinate center. Per l'utilizzo in Systema, è consigliato utilizzare la terra come centro di riferimento del sistema di coordinate.

Specify Coordinate Center

Current Location: **Geocentric** [code: 500]

Choose a method:

Search for a Location

Lookup the Specified Location

Search

Examples:

- **675** to search for Palomar Observatory (code 675)
- **paris** to search for locations matching, such as "Paris France" or "Paris, IL"
- **@mars** to select Mars body-center (same as **500@mars**)
- **apollo@301** to list available Apollo sites on the moon
- **@hst** to select the Hubble Space Telescope (same as **@-48**)
- **@phobos** to select the center of the Martian moon "Phobos" (same as **@401**)

The search string is case-insensitive. The wildcard ***** is not allowed (the search string will match words as

To see all sites available for a specific body, use ***@body** where body is body ID. For example, ***@499** will s

Select from the List of 2 Matching Bodies

Geocentric [code: 500]

Earth-Moon Barycenter [500@3]

Select Indicated Location/Origin

Poi va specificato il periodo di interesse e la grandezza degli step tramite la seguente interfaccia (selezionare in base allo scopo dell'analisi):

Time Specification

Choose a method for specifying output times:

Specify time span ▾

Specify a Time Span

Start time: 2022-08-20

2021-12-25 13:01:09.184 (min. for current target body)

Stop time: 2023-02-19

2029-10-21 00:01:09.182 (max. for current target body)

Step size: 1

hours ▾

Optionally, select one of the presets below to set the time-span from today to the indicated number of days later at 1-day steps.

10 day

30 day

60 day

Use Specified Time Span

L'ultimo step è quello di selezionare i seguenti settaggi:

Vector Table Settings

Select Output Quantities

2. State vector {x,y,z,Vx,Vy,Vz} ▾

Statistical Uncertainties — comets and asteroids only

Select one or more of the following coordinate systems for output of uncertainties in the selected output quantities (position or position and velocity).

- XYZ uncertainties (ICRF or FK4/B1950)
- ACN uncertainties (along-track, cross-track, normal)
- RTN uncertainties (radial, transverse, normal)
- POS uncertainties (plane-of-sky; radial, RA, and DEC components)

Additional Table Settings

Reference frame: ?	ICRF ▾
Reference plane: ?	x-y axes of reference frame (equatorial or equatorial-aligned, inertial) ▾
Vector correction: ?	geometric states ▾
Calendar type: ?	Gregorian ▾
Output units: ?	km and seconds ▾
Vector labels: ?	<input type="checkbox"/>
Output TDB-UT: ?	<input type="checkbox"/>
CSV format: ?	<input checked="" type="checkbox"/>
Object summary: ?	<input type="checkbox"/>

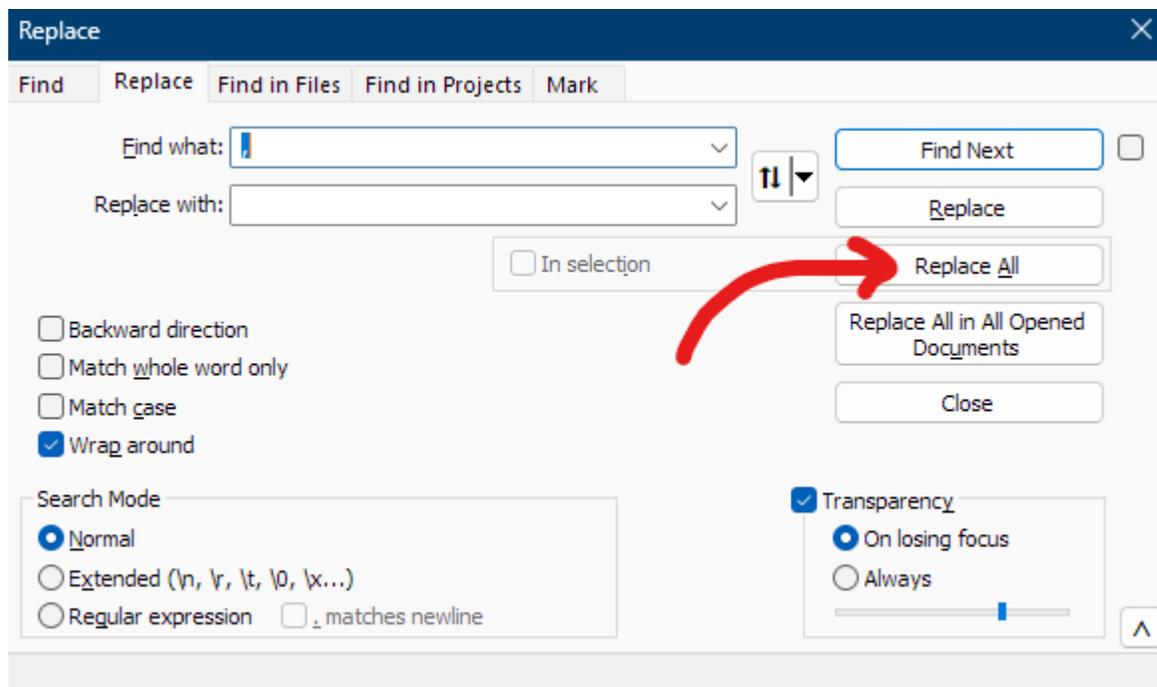
Use Specified Settings

Reset to Defaults

Scorrendo infondo al file, va eliminato anche tutto ciò che segue le colonne di numeri.

```
4410 4439997.548333333, A.D. 2023-Feb-18 23:00:00.0000, -7.73336477593437E+05, 1.235905307162640E+06, 4.339589706071130E+05, -1.862274985108976E-01, -2.590007490911399E-01, 6.45833628345109E-02,
4419 2459994.500000000, A.D. 2023-Feb-19 00:00:00.0000, -7.740071854532460E+05, 1.234972314987458E+06, 4.341913399462214E+05, -1.863880916256555E-01, -2.593284242666066E-01, 6.451057863628622E-02,
4421 .....
4422 .....
4423 .....
4424 TIME
4425 .....
4426 Barycentric Dynamical Time ("TDB" or Teph) output as requested. This
4427 continuous coordinate time is equivalent to the relativistic proper time
4428 of a clock at rest in a reference frame co-moving with the solar system
4429 barycenter but outside the system's gravity well. It is the independent
4430 variable in the solar system relativistic equations of motion.
4431 .....
4432 TDB runs at a uniform rate of one SI second per second and is independent
4433 of irregularities in Earth's rotation.
4434 .....
4435 CALENDAR SYSTEM
4436 .....
4437 Calendar dates are given in the modern Gregorian system, extended prior to
4438 its 1582-Oct-15 adoption. The Gregorian calendar more closely corresponds to
4439 physical Earth seasons and orbital position, but can differ by up to 10 days with
4440 historical records made under the prior Julian calendar, more if the Julian
4441 calendar was extended prior to its 45-Jul-1 BC adoption to label the historical
4442 event. Select "Bridged" calendar mode if correlation with historical dates prior
4443 to A.D. 1582 is important.
4444 .....
4445 REFERENCE FRAME AND COORDINATES
4446 .....
4447 International Celestial Reference Frame (ICRF)
4448 .....
4449 The ICRF is an adopted reference frame whose axes are defined relative to
4450 fixed extragalactic radio sources distributed across the sky.
4451 .....
4452 The ICRF was aligned with the prior FK5/J2000 dynamical system at the -0.02
4453 arcsecond level but is not identical and has no associated standard epoch.
4454 .....
```

Ora vanno eliminate le virgole. Per farlo, premere Ctrl+F, e nel seguente menu, selezionare "Replace". All'interno del primo campo di testo, inserire "," e nel secondo, lasciare vuoto, senza spazi. Poi premere "Replace all".



Ora è necessario eliminare la seconda colonna

2459811.500000000	A.D.	2022-Aug-20	00:00:00.0000	7.780203649261626E+05	-1.211761723926579E+06	-7.0301465777594E+05	1.543829845205826E-01	1.035144349077007E-01	2.15409123262357E-01
2459811.541666667	A.D.	2022-Aug-20	01:00:00.0000	7.78572684019826E+05	-1.21138696567242E+06	-7.02238873906240E+05	1.54441305038491E-01	1.037230203159434E-01	2.15521561864388E-01
2459811.583333333	A.D.	2022-Aug-20	02:00:00.0000	7.791323628818238E+05	-1.21101491790736E+06	-7.01462463537065E+05	1.545001672040839E-01	1.039318219526021E-01	2.157549549077860E-01
2459811.625000000	A.D.	2022-Aug-20	03:00:00.0000	7.796886702668428E+05	-1.210640387302083E+06	-7.006854348101827E+05	1.545595812574995E-01	1.041407751341846E-01	2.159276401845403E-01
2459811.666666667	A.D.	2022-Aug-20	04:00:00.0000	7.802451925271496E+05	-1.210265104056979E+06	-6.99907784084226E+05	1.546195439355757E-01	1.043499567252487E-01	2.16100060399528E-01
2459811.708333333	A.D.	2022-Aug-20	05:00:00.0000	7.808019316456473E+05	-1.20989067334337E+06	-6.991295143994575E+05	1.546800584042743E-01	1.045593749957647E-01	2.162723115064190E-01
2459811.750000000	A.D.	2022-Aug-20	06:00:00.0000	7.813588896047778E+05	-1.209512276271481E+06	-6.98350624406390E+05	1.547411216701297E-01	1.047690354527469E-01	2.16442906411077E-01
2459811.791666667	A.D.	2022-Aug-20	07:00:00.0000	7.819160683852849E+05	-1.209134729983634E+06	-6.975711157792829E+05	1.548027365166270E-01	1.049789453235510E-01	2.166160358892631E-01
2459811.833333333	A.D.	2022-Aug-20	08:00:00.0000	7.824734699678199E+05	-1.208756427562222E+06	-6.967909892517856E+05	1.548649009651547E-01	1.051891107478510E-01	2.167875502131989E-01
2459811.875000000	A.D.	2022-Aug-20	09:00:00.0000	7.830310963337957E+05	-1.20837368077300E+06	-6.9610214526855302E+05	1.549276165930645E-01	1.053995375075033E-01	2.169588358898133E-01
2459811.916666667	A.D.	2022-Aug-20	10:00:00.0000	7.835889494641853E+05	-1.207997550574047E+06	-6.95228858968056E+05	1.549908805456636E-01	1.056102327106002E-01	2.171298967598129E-01
2459811.958333333	A.D.	2022-Aug-20	11:00:00.0000	7.841470313356366E+05	-1.207616974071160E+06	-6.94469106892339E+05	1.550546942605630E-01	1.0582120456656394E-01	2.173007359521623E-01
2459812.000000000	A.D.	2022-Aug-20	12:00:00.0000	7.847053439244329E+05	-1.207235637563943E+06	-6.93664320855729E+05	1.551190571278745E-01	1.060324584721470E-01	2.174713561702792E-01
2459812.041666667	A.D.	2022-Aug-20	13:00:00.0000	7.852638892057429E+05	-1.2068535940025714E+06	-6.92881171797746E+05	1.551839685281980E-01	1.06244008820576E-01	2.176417601538905E-01
2459812.083333333	A.D.	2022-Aug-20	14:00:00.0000	7.858226691540416E+05	-1.20647608047070E+06	-6.92097300439052E+05	1.552494277174992E-01	1.0645583741100204E-01	2.178119506683091E-01
2459812.125000000	A.D.	2022-Aug-20	15:00:00.0000	7.863816856284783E+05	-1.206087057625800E+06	-6.913128716309518E+05	1.55313389823164E-01	1.066679759540838E-01	2.179817760059185E-01
2459812.166666667	A.D.	2022-Aug-20	16:00:00.0000	7.869409403114279E+05	-1.205702751058551E+06	-6.90527819289885E+05	1.553818253727120E-01	1.068905095299316E-01	2.181513576892330E-01
2459812.208333333	A.D.	2022-Aug-20	17:00:00.0000	7.875004354795322E+05	-1.20531571536911E+06	-6.897421820812054E+05	1.554489164783776E-01	1.070934152719016E-01	2.183207472624356E-01
2459812.250000000	A.D.	2022-Aug-20	18:00:00.0000	7.880601731744267E+05	-1.204931597537013E+06	-6.88955252787947E+05	1.555165598973305E-01	1.073066379676506E-01	2.184899370906944E-01
2459812.291666667	A.D.	2022-Aug-20	19:00:00.0000	7.886201553709167E+05	-1.204544909351551E+06	-6.881690547721095E+05	1.555847507417217E-01	1.075201859490738E-01	2.18658926967271E-01
2459812.333333333	A.D.	2022-Aug-20	20:00:00.0000	7.891803840397965E+05	-1.204157451800737E+06	-6.873815787495801E+05	1.556534893291113E-01	1.077340367741232E-01	2.188277193943331E-01
2459812.375000000	A.D.	2022-Aug-20	21:00:00.0000	7.897408611755733E+05	-1.203769223922299E+06	-6.865934952682767E+05	1.557227814109533E-01	1.079481274803513E-01	2.189964191973237E-01
2459812.416666667	A.D.	2022-Aug-20	22:00:00.0000	7.903015887199199E+05	-1.20339024876964E+06	-6.858048047536853E+05	1.557926113959379E-01	1.081625105573276E-01	2.191649547575108E-01
2459812.458333333	A.D.	2022-Aug-20	23:00:00.0000	7.908625686341703E+05	-1.202990453426912E+06	-6.850155078850726E+05	1.558629866996656E-01	1.083772423062025E-01	2.19333283132272E-01
2459812.500000000	A.D.	2022-Aug-21	00:00:00.0000	7.914238028819418E+05	-1.20259980303077E+06	-6.842260583801418E+05	1.55939073978970E-01	1.085923300212751E-01	2.195014341622233E-01
2459812.541666667	A.D.	2022-Aug-21	01:00:00.0000	7.919852934323810E+05	-1.20220858210830E+06	-6.8345097775317E+05	1.560033737087083E-01	1.08807779043368E-01	2.196694016521353E-01
2459812.583333333	A.D.	2022-Aug-21	02:00:00.0000	7.925470422364997E+05	-1.20181649185262E+06	-6.826439586650375E+05	1.56077385668466E-01	1.090239920524991E-01	2.198371858486641E-01
2459812.625000000	A.D.	2022-Aug-21	03:00:00.0000	7.931090512655039E+05	-1.201423617898407E+06	-6.818522702524735E+05	1.561499422082307E-01	1.09239778637274E-01	2.200047914007910E-01
2459812.666666667	A.D.	2022-Aug-21	04:00:00.0000	7.936713224746847E+05	-1.201029964991821E+06	-6.810599515764428E+05	1.562230417716769E-01	1.094563447055106E-01	2.201722218083338E-01
2459812.708333333	A.D.	2022-Aug-21	05:00:00.0000	7.942338578199865E+05	-1.20063531754683E+06	-6.80270630464543E+05	1.562996681751894E-01	1.09673295915931E-01	2.20339478483619E-01
2459812.750000000	A.D.	2022-Aug-21	06:00:00.0000	7.947966592375168E+05	-1.200240318783587E+06	-6.79473507535299E+05	1.563708631734487E-01	1.098906411381904E-01	2.20505659369212E-01
2459812.791666667	A.D.	2022-Aug-21	07:00:00.0000	7.953597286825257E+05	-1.19984431856826E+06	-6.78679838391111E+05	1.564455843958411E-01	1.101038947690219E-01	2.206743862210028E-01
2459812.833333333	A.D.	2022-Aug-21	08:00:00.0000	7.959230680368329E+05	-1.199447535928615E+06	-6.778846582698567E+05	1.565208441105069E-01	1.10365325649903E-01	2.208402158193408E-01
2459812.875000000	A.D.	2022-Aug-21	09:00:00.0000	7.964866794346876E+05	-1.199049967093887E+06	-6.770893339454604E+05	1.565966569645920E-01	1.105451116052037E-01	2.210067803093179E-01
2459812.916666667	A.D.	2022-Aug-21	10:00:00.0000	7.970505646719990E+05	-1.19865161062229E+06	-6.76239410021598E+05	1.566730081486561E-01	1.107641064289457E-01	2.211731612403862E-01
2459812.958333333	A.D.	2022-Aug-21	11:00:00.0000	7.976147257426769E+05	-1.19825246502009E+06	-6.754968873712360E+05	1.567498968501449E-01	1.109835224485307E-01	2.213399499382422E-01
2459813.000000000	A.D.	2022-Aug-21	12:00:00.0000	7.981791645797120E+05	-1.19785100263314E+06	-6.74699766633578E+05	1.568273233261105E-01	1.11203366589977E-01	2.215054549113104E-01
2459813.041666667	A.D.	2022-Aug-21	13:00:00.0000	7.98743883130912E+05	-1.197451800263314E+06	-6.739020480083010E+05	1.569052844443557E-01	1.114236427188576E-01	2.216713718113455E-01
2459813.083333333	A.D.	2022-Aug-21	14:00:00.0000	7.993088832695665E+05	-1.19705027799510E+06	-6.731037329152792E+05	1.569837797211711E-01	1.11643576385774E-01	2.218371394278838E-01
2459813.125000000	A.D.	2022-Aug-21	15:00:00.0000	7.998741669720144E+05	-1.19664748573200E+06	-6.723048210495432E+05	1.570628099176480E-01	1.11865182556356E-01	2.22027607964042E-01
2459813.166666667	A.D.	2022-Aug-21	16:00:00.0000	8.004397361395679E+05	-1.196244845725461E+06	-6.71505312068519E+05	1.571423716213950E-01	1.120871828932984E-01	2.221682382282495E-01
2459813.208333333	A.D.	2022-Aug-21	17:00:00.0000	8.010055926876214E+05	-1.195840932478287E+06	-6.70705230269546E+05	1.572224647994000E-01	1.12309196244131E-01	2.22335744207252E-01

Per farlo, tenere premuto il tasto ALT, e selezionare la colonna fino in fondo. È importante iniziare la selezione a ridosso della fine della prima colonna, e terminare la selezione subito alla fine della seconda, lasciando lo spazio bianco alla dx della seconda colonna, come in figura qui sotto.

2459811.500000000	A.D.	2022-Aug-20	00:00:00.0000	7.780203649261626E+05	-1.2
2459811.541666667	A.D.	2022-Aug-20	01:00:00.0000	7.78572684019826E+05	-1.2
2459811.583333333	A.D.	2022-Aug-20	02:00:00.0000	7.791323628818238E+05	-1.2
2459811.625000000	A.D.	2022-Aug-20	03:00:00.0000	7.796886702668428E+05	-1.2
2459811.666666667	A.D.	2022-Aug-20	04:00:00.0000	7.802451925271496E+05	-1.2
2459811.708333333	A.D.	2022-Aug-20	05:00:00.0000	7.808019316456473E+05	-1.2
2459811.750000000	A.D.	2022-Aug-20	06:00:00.0000	7.813588896047778E+05	-1.2
2459811.791666667	A.D.	2022-Aug-20	07:00:00.0000	7.819160683852849E+05	-1.2
2459811.833333333	A.D.	2022-Aug-20	08:00:00.0000	7.824734699678199E+05	-1.2
2459811.875000000	A.D.	2022-Aug-20	09:00:00.0000	7.830310963337957E+05	-1.2
2459811.916666667	A.D.	2022-Aug-20	10:00:00.0000	7.835889494641853E+05	-1.2
2459811.958333333	A.D.	2022-Aug-20	11:00:00.0000	7.841470313356366E+05	-1.2
2459812.000000000	A.D.	2022-Aug-20	12:00:00.0000	7.847053439244329E+05	-1.2
2459812.041666667	A.D.	2022-Aug-20	13:00:00.0000	7.852638892057429E+05	-1.2
2459812.083333333	A.D.	2022-Aug-20	14:00:00.0000	7.858226691540416E+05	-1.2
2459812.125000000	A.D.	2022-Aug-20	15:00:00.0000	7.863816856284783E+05	-1.2
2459812.166666667	A.D.	2022-Aug-20	16:00:00.0000	7.869409403114279E+05	-1.2
2459812.208333333	A.D.	2022-Aug-20	17:00:00.0000	7.875004354795322E+05	-1.2
2459812.250000000	A.D.	2022-Aug-20	18:00:00.0000	7.880601731744267E+05	-1.2
2459812.291666667	A.D.	2022-Aug-20	19:00:00.0000	7.886201553709167E+05	-1.2
2459812.333333333	A.D.	2022-Aug-20	20:00:00.0000	7.891803840397965E+05	-1.2
2459812.375000000	A.D.	2022-Aug-20	21:00:00.0000	7.897408611755733E+05	-1.2
2459812.416666667	A.D.	2022-Aug-20	22:00:00.0000	7.903015887199199E+05	-1.2
2459812.458333333	A.D.	2022-Aug-20	23:00:00.0000	7.908625686341703E+05	-1.2
2459812.500000000	A.D.	2022-Aug-21	00:00:00.0000	7.914238028819418E+05	-1.2

A questo punto, va aggiunta la seguente intestazione:

stk.v.9.0

BEGIN Ephemeris

NumberOfEphemerisPoints 1071

ScenarioEpoch 10 Nov 2021 04:00:00.119

EphemerisTimePos

Al posto delle parti evidenziate e sottolineate, inserire il numero delle righe di dati (si può leggere in basso a dx su notepad++ selezionando tutte le righe di dati), ed inserire la data dell'inizio del lasso di tempo considerato, cioè quella inserita come inizio del periodo su Horizon Systems.

Alla fine dei dati aggiungere "END Ephemeris"

Il tutto come nelle figure sotto:

```
stk.v.9.0

BEGIN Ephemeris
NumberOfEphemerisPoints 1071
ScenarioEpoch 10 Nov 2021 04:00:00.119
EphemerisTimePos

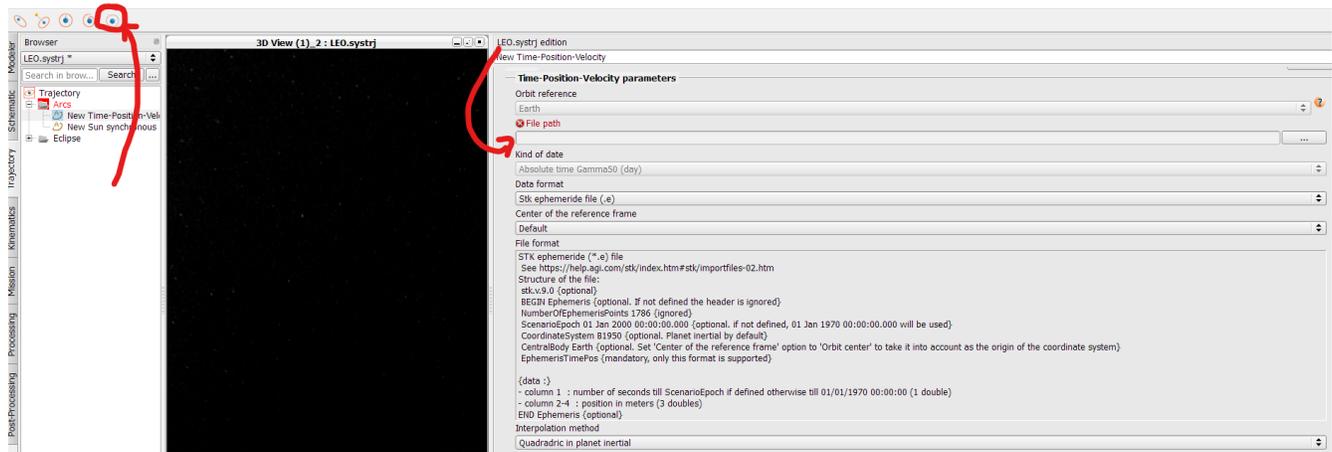
0.0000000000000000e+00  1.11488941425019073e+09  1.22839140230188322e+09  2.12886919028767616e+08  -2.1411
1.4400000000000000e+04  1.11457836259770775e+09  1.22901762917686939e+09  2.13033339818424791e+08  -2.1781
2.8800000000000000e+04  1.11426187496471024e+09  1.22964505021993732e+09  2.13189235606253117e+08  -2.2171
4.3200000000000000e+04  1.11393965940871143e+09  1.23027355425226212e+09  2.13354570477645844e+08  -2.2581
5.7600000000000000e+04  1.11361143359043980e+09  1.23090302327031493e+09  2.13529304151832402e+08  -2.3001
7.2000000000000000e+04  1.11327692488461161e+09  1.23153333295886540e+09  2.13713392225781798e+08  -2.3451
8.6400000000000000e+04  1.11293587045742512e+09  1.23216435319005418e+09  2.13906786414293677e+08  -2.3911
1.0080000000000000e+05  1.11258801731356788e+09  1.23279594850739837e+09  2.14109434785471916e+08  -2.4391
1.1520000000000000e+05  1.11223312231536770e+09  1.23342797859384108e+09  2.14321281990897030e+08  -2.4891
1.2960000000000000e+05  1.11187095217671037e+09  1.23406029872333097e+09  2.14542269489970446e+08  -2.5401
1.4400000000000000e+05  1.11150128343430972e+09  1.23469276019558883e+09  2.14772335768025637e+08  -2.5931
1.5840000000000000e+05  1.11112390239870048e+09  1.23532521075389886e+09  2.15011416547892362e+08  -2.6471
1.7280000000000000e+05  1.11073860508725095e+09  1.23595749498605227e+09  2.15259444994726986e+08  -2.7031
1.8720000000000000e+05  1.11034519714141202e+09  1.23658945470868373e+09  2.15516351914011568e+08  -2.7601
```

```

1.52859532011920121e+07 -1.18151184195461178e+09 -9.98615888275775909e+08 -7.51966011066511
1.53003532011920121e+07 -1.18123543710253477e+09 -9.99084449674042106e+08 -7.52286618739234
1.53147532011920121e+07 -1.18095692876115608e+09 -9.99560196974801898e+08 -7.52603136467340
1.53291532011920121e+07 -1.18067604650320077e+09 -1.00004314114626074e+09 -7.52915580817607
1.53435532011920121e+07 -1.18039252097002673e+09 -1.00053328712213337e+09 -7.53223965394147
1.53579532011920121e+07 -1.18010608398114300e+09 -1.00103063381056845e+09 -7.53528300831384
1.53723532011920121e+07 -1.17981646864409542e+09 -1.00153517409893131e+09 -7.53828594784844
END Ephemeris

```

Ora è possibile recarsi su Systema, nel tab trajectory> Bisogna selezionare il lasto “create time-position-velocity”, e poi selezionare il file che è stato creato nei passaggi precedenti, avendo cura di usare le seguenti impostazioni

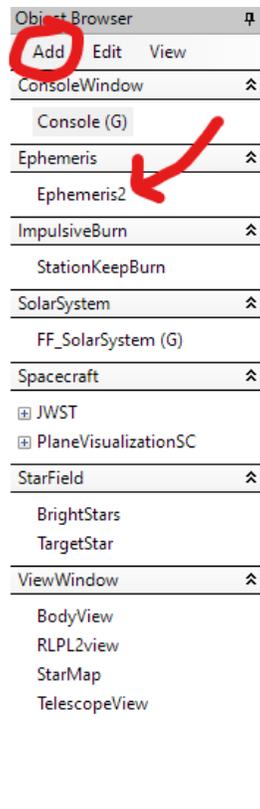


Infine, cliccare “Apply”

Freeflyer

In questo file, non viene trattato come modellare una traiettoria su freeflyer, bensì soltanto come esportarla in maniera compatibile con Systema.

Prima di tutto, una volta aperto il progetto di interesse, è necessario creare un oggetto “Ephemeris” tramite il bottone “Add”, nella tendina a sinistra chiamata object browser:



Successivamente, bisogna recarsi nello script che propaga l'orbita su freeflyer, all'interno della mission sequence, ed inserire questo comando:

```
Put JWST to Ephemeris2;
```

Avendo cura di utilizzare il nome dello spacecraft del progetto, e il nome dell'ephemeris.

Bisogna poi creare un freeform script, dalla tendina a destra,

Questa intestazione va adattata per essere esattamente in questo modo:

```
stk.v.9.0

BEGIN Ephemeris
NumberOfEphemerisPoints 1071
ScenarioEpoch 10 Nov 2021 04:00:00.119
EphemerisTimePos

0.0000000000000000e+00 1.11488941425019073e+09 1.22839140230188322e+09 2.12886919028767616e+08 -2.1418982576444886:
1.4400000000000000e+04 1.11457836259770775e+09 1.22901762917686939e+09 2.13033339818424791e+08 -2.1786124451709749:
2.8800000000000000e+04 1.11426187496471024e+09 1.22964505021993732e+09 2.13189235606253117e+08 -2.2173870375796667:
4.3200000000000000e+04 1.11393965940871143e+09 1.23027355425226212e+09 2.13354570477645844e+08 -2.2581558123013973:
5.7600000000000000e+04 1.11361143359043980e+09 1.23090302327031493e+09 2.13529304151832402e+08 -2.3008516555829746:
7.2000000000000000e+04 1.11327692488461161e+09 1.23153333295886540e+09 2.13713392225781798e+08 -2.3454068032204229:
8.6400000000000000e+04 1.11293587045742512e+09 1.23216435319005418e+09 2.13906786414293677e+08 -2.3917530618581508:
1.0080000000000000e+05 1.11258801731356788e+09 1.23279594850739837e+09 2.14109434785471916e+08 -2.4398220114195314:
1.1520000000000000e+05 1.11223312231536770e+09 1.23342797859384108e+09 2.14321281990897030e+08 -2.4895451895186088:
1.2960000000000000e+05 1.11187095217671037e+09 1.23406029872333097e+09 2.14542269489970446e+08 -2.5408542575201735:
```

In particolare, fare caso a:

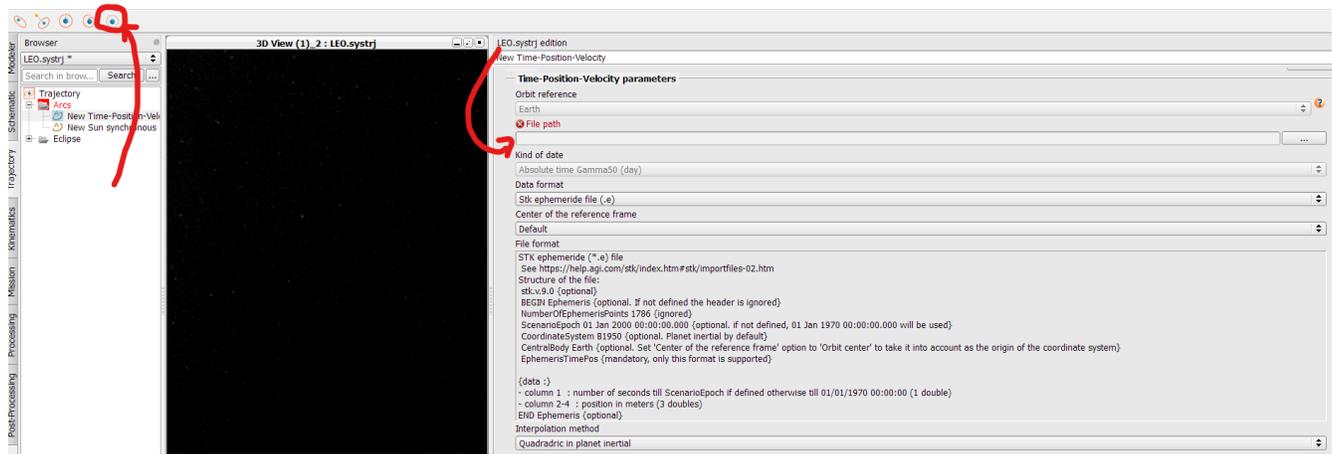
g

```
stk.v.X0

BEGIN Ephemeris
XNumberOfEphemerisPoints 1071
XScenarioEpoch 10 Nov 2021 04:00:00.119
XEphemerisEciTimePosX

0.0000000000000000e+00 1.11488941425019073e+09 1.22839140230188322e+09 2.12886919028767616e+
1.4400000000000000e+04 1.11457836259770775e+09 1.22901762917686939e+09 2.13033339818424791e+
2.8800000000000000e+04 1.11426187496471024e+09 1.22964505021993732e+09 2.13189235606253117e+
4.3200000000000000e+04 1.11393965940871143e+09 1.23027355425226212e+09 2.13354570477645844e+
5.7600000000000000e+04 1.11361143359043980e+09 1.23090302327031493e+09 2.13529304151832402e+
7.2000000000000000e+04 1.11327692488461161e+09 1.23153333295886540e+09 2.13713392225781798e+
8.6400000000000000e+04 1.11293587045742512e+09 1.23216435319005418e+09 2.13906786414293677e+
1.0080000000000000e+05 1.11258801731356788e+09 1.23279594850739837e+09 2.14109434785471916e+
1.1520000000000000e+05 1.11223312231536770e+09 1.23342797859384108e+09 2.14321281990897030e+
1.2960000000000000e+05 1.11187095217671037e+09 1.23406029872333097e+09 2.14542269489970446e+
```

Ora il file è pronto ad essere importato su Systema, come nel capitolo precedente, utilizzando le stesse impostazioni:



Riferimenti Bibliografici:

1. Pergola, P. (2006), *Studio Preliminare di Missioni Spaziali con Modelli a Tre Corpi*.
2. Finocchietti, C. (2011), *Studio Preliminare di Missioni Spaziali a Bassa Spinta verso Orbite Lyapunov Verticali*
3. Sungpil Yoon, Jose Rosales and Karen Richon (2014), *James Webb Space Telescope Orbit Determination Analysis*
4. CubeSat Design Specification Rev. 14.1 The CubeSat Program, Cal Poly SLO