

ALMA MATER STUDIORUM · UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA

Sede di Forlì

Corso di laurea in
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA IN:
Impianti Aerospaziali

Analisi di missione preliminare per la missione Innovator

Candidato:

Alessandro Fonti

Relatore:

Prof. Dario Modenini

Anno Accademico 2022/2023

*Un ringraziamento speciale
al Prof. Dario Modenini,
per avermi dato
l'opportunità di svolgere
l'attività lavorativa che ho
sempre sognato,
concretizzatasi in questa
tesi.*

*Un immenso ed infinito
grazie alla mia splendida
famiglia, ai miei
intramontabili amici e alla
mia meravigliosa ragazza.
Senza di voi tutto ciò non
sarebbe mai stato possibile.*

Sommario

Innumerevoli missioni spaziali hanno avuto ed avranno luogo all'interno del nostro sistema solare, con l'obiettivo di osservare, studiare e comprendere i corpi celesti che lo popolano. Tra queste, le storiche missioni delle sonde Galileo e Cassini, impiegate nell'osservazione dei pianeti Giove e Saturno, hanno acceso grande interesse verso le rispettive lune di questi giganti gassosi. In particolare Titano, Europa ed Encelado si sono rivelati essere tra i corpi celesti più intriganti del Sistema Solare, grazie alla presenza di oceani sottocroscali e complesse attività geologiche che potrebbero essere indice di una potenziale abitabilità.

Lo studio del campo di gravità di queste lune è oggetto di grande interesse, in quanto potrà fornire informazioni essenziali riguardanti la distribuzione radiale di densità, anomalie gravitazionali, spessore del ghiaccio e proprietà dell'oceano sottocroscale.

La missione Innovator, finanziata da Agenzia Spaziale Italiana e proposta da un team composto da Distretto Tecnologico Aerospaziale, Thales Alenia Space Italia, Università di Bologna, IMT srl, Università di Bari, Planetek Italia srl, nasce con lo scopo di testare in orbita bassa terrestre un innovativo payload impiegato su due satelliti CubeSat 6U in grado di mappare il campo gravitazionale del corpo celeste attorno a cui la coppia di satelliti orbita ed effettuare rilevazioni di occultazione atmosferica. Lo scopo ultimo è quello di proiettare lo stesso concept di missione sulle lune precedentemente descritte qualora tali rilevazioni si dimostrino valide una volta comparate con i modelli terrestri già disponibili.

Questa tesi si occupa dell'analisi di missione preliminare di Innovator; in particolare dello studio del Mass budget, ovvero l'allocazione della massa dei sistemi e sottosistemi di bordo, e dell'Energy budget, che si occupa invece di allocare la potenza e l'energia elettrica agli stessi.

Indice

Introduzione.....	1
1.1 Panoramica dei sottosistemi del satellite	2
Mass Budget	4
2.1 Filosofia di margine.....	4
2.2 Sistema Propulsivo	4
2.3 Calcolo della massa del propellente	6
2.4 Conclusione del mass budget.....	8
Energy Budget	10
3.1 Valutazione del beta angle (β).....	10
3.2 Carichi dell'EPS e cicli operativi dei sottosistemi	12
3.3 Definizione delle modalità operative e carichi energetici associati	13
3.4 Prestazioni dell'EPS e dei pannelli solari.....	14
3.4.1 Prestazioni dell'EPS	15
3.4.2 Prestazioni dei pannelli solari	16
3.5 Valutazione del bilancio energetico	17
3.5.1 Nozioni preliminari.....	18
3.6 Procedimento adottato nell'analisi	19
3.7 Analisi orbitale	20
3.7.1 Analisi dell'orbita Dawn-Dusk.....	20
3.7.2 Analisi dell'orbita Mid-Morning	26
3.7.3 Analisi dell'orbita Noon-Midnight	32
3.8 Considerazioni sui risultati	39
Conclusioni.....	40
5.1 Sviluppi futuri	40
Bibliografia.....	42

Indice delle Figure

Figura 1: Classificazione di orbite SSO per differenti beta-angle.	10
---	----

Indice delle Tabelle

Tabella 1 – Panoramica dei sottosistemi del satellite e la loro funzione.....	3
Tabella 2 – Specifiche e prestazioni del propulsore di bordo.....	5
Tabella 3 – Specifiche di massa di ogni componente e massa a secco totale.....	6
Tabella 4 - ΔV impiegati nelle manovre propulsive	7

Tabella 5 – Mass budget.....	9
Tabella 6 – Periodi di daylight ed eclissi in base alla LTAN.....	12
Tabella 7 – Carichi energetici specifici di ogni componente del satellite.....	13
Tabella 8 – modalità operative.....	14
Tabella 9 – Attività dei sottosistemi in base alla modalità operativa.....	14
Tabella 10 – Carichi energetici per ogni modalità operativa.....	14
Tabella 11 – Prestazioni del pacco batterie ed efficienza di conversione globale.....	15
Tabella 12 – Carichi energetici medi impiegati nella valutazione dell’energy budget.....	16
Tabella 13 – Prestazioni dei pannelli solari.....	17
Tabella 14 – Output di potenza dai pannelli solari in funzione del coefficiente di riduzione di potenza media data dal tempo di eclissi e puntamento dei pannelli.....	19
Tabella 15 – Parametri dell’orbita Dawn-Dusk.....	21
Tabella 16 – Budget energetico per orbita in modalità Mission (Dawn-Dusk SSO).....	22
Tabella 17 - Budget energetico per orbita in modalità HP Mission (Dawn-Dusk SSO).....	22
Tabella 18 – Budget energetico per orbita in modalità Propulsion (Dawn-Dusk SSO).....	23
Tabella 19 – Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in daylight (Dawn- Dusk SSO).....	24
Tabella 20 – Budget energetico per orbita in modalità IDLE (Dawn-Dusk SSO).....	24
Tabella 21- Bilancio giornaliero in modalità Mission (Dawn-Dusk SSO).....	25
Tabella 22 - Bilancio giornaliero in modalità HP Mission (Dawn-Dusk SSO).....	25
Tabella 23 – Bilancio giornaliero in modalità Propulsion (Dawn-Dusk SSO).....	26
Tabella 24 – Parametri dell’orbita Mid-Morning.....	27
Tabella 25 – Budget energetico per orbita in modalità Mission (Mid-Morning SSO).....	27
Tabella 26 - Budget energetico per orbita in modalità Mission (Mid-Morning SSO).....	28
Tabella 27 – Budget energetico per orbita in modalità Propulsion (Mid-Morning SSO).....	29
Tabella 28 – Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in daylight (Mid- Morning SSO).....	29
Tabella 29– Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in eclissi (Mid- Morning SSO).....	30
Tabella 30 – Budget energetico per orbita in modalità IDLE (Mid-Morning SSO).....	30
Tabella 31 – Bilancio giornaliero in modalità Mission (Mid-Morning SSO).....	31
Tabella 32 – Bilancio giornaliero in modalità Mission (Mid-Morning SSO).....	31
Tabella 33 – Bilancio energetico giornaliero in modalità Propulsion (Mid-Morning SSO).....	32
Tabella 34 – Parametri dell’orbita Noon-Midnight SSO.....	33
Tabella 35 – Budget energetico per orbita in modalità Mission (Noon-Midnight SSO).....	34
Tabella 36– Budget energetico per orbita in modalità HP Mission (Noon-Midnight SSO).....	34
Tabella 37 – Budget energetico per orbita in modalità Propulsion (Noon-Midnight SSO).....	35
Tabella 38 – Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in daylight (Noon- Midnight SSO).....	36
Tabella 39 – Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in eclissi (Noon- Midnight SSO).....	36
Tabella 40 – Budget energetico per orbita in modalità IDLE (Noon-Midnight SSO).....	37
Tabella 41 – Bilancio giornaliero in modalità Mission (Noon-Midnight SSO).....	37
Tabella 42– Bilancio giornaliero in modalità HP Mission (Noon-Midnight SSO).....	38
Tabella 43 – Bilancio giornaliero in modalità Propulsion (Noon-Midnight SSO).....	38

Lista degli acronimi

ADCS	Attitude Determination and Control System
BOL	Begin-Of-Life
COMM	Communication
DoD	Depth-of-Discharge
EOL	End-Of-Life
EPS	Electrical Power System
G/S	Ground Station
GNSS	Global Navigation Satellite System
LTAN	Local Time of Ascending Node
MLTAN	Mean Local Time of Ascending Node
OBC	On-Board Computer
OBDH	On-Board Data Handling
RF	Radiofrequency
RX	Reception
S/C	Spacecraft
S/S	Subsystem
SSO	Sun-Synchronous Orbit
TX	Transmission

Capitolo 1

Introduzione

La missione Innovator prevede l'impiego di due satelliti CubeSat da 6 unità in orbita bassa terrestre (LEO). I satelliti, identici per costruzione, condivideranno per la maggior parte del tempo la stessa orbita e, inoltre, dovranno comunicare sia tra di essi per effettuare rilevazioni scientifiche sia con le stazioni di terra per effettuare la trasmissione dei dati raccolti.

Durante l'arco della missione, i satelliti dovranno affrontare tre manovre di rifasamento orbitale. Questo tipo di manovra, per satelliti che condividono la stessa orbita, consiste nel fornire, attraverso i propulsori di bordo, una variazione di velocità ΔV in modo da variare il loro angolo di fase θ (ovvero la loro separazione angolare lungo l'orbita condivisa). Fornendo un valore di spinta tangenziale per aumentare o diminuire la rispettiva velocità orbitale, i due satelliti aumenteranno o diminuiranno il semiasse maggiore (e quindi l'altitudine) della loro orbita. Di conseguenza, si troveranno su due orbite con tempi di rivoluzione diversi: maggiore per il satellite che ha diminuito la sua altitudine e minore per il satellite che ha aumentato la sua altitudine [1].

Da questo punto in poi, l'angolo di fase θ , e quindi la distanza reciproca dei satelliti, aumenterà nel tempo. Raggiunto il valore desiderato di θ , è possibile riportare entrambi i satelliti sulla stessa orbita fornendo valori di spinta uguali e opposti a quelli forniti in precedenza. I satelliti condivideranno quindi nuovamente la stessa orbita e lo stesso periodo orbitale, ma con un diverso angolo di fase θ .

La missione nella sua interezza comprenderà quattro distinte fasi operative [2]:

Fase I: avvenuto il rilascio dei satelliti in orbita, questi dovranno affrontare una manovra di rifasamento attraverso l'uso dei propulsori di bordo, al fine di incrementare la distanza reciproca tra di essi in un range compreso tra i 20 e 50 chilometri

Fase II: questa fase comprende sei mesi di orbiting senza alcun tipo di manovra eccetto lo station keeping. Questo intervallo temporale è completamente adibito alle rilevazioni scientifiche.

Fase III: i satelliti dovranno affrontare una seconda manovra di rifasamento propulsa, al fine di aumentare la propria distanza reciproca sino a 2000 chilometri.

Fase IV: i satelliti affronteranno una terza manovra propulsa al fine di aumentare e/o diminuire reciprocamente il semiasse maggiore dell'orbita condivisa al fine di ottenere un rifasamento graduale e costante che possa portarli, in un intervallo temporale di sei mesi, ad una distanza reciproca di 5000 chilometri, mentre nel frattempo continueranno ad effettuare le operazioni di mappatura e occultazione atmosferica.

Risulta chiaro come uno studio accurato e preciso dei singoli componenti montati a bordo dei due satelliti sia fondamentale per stimare il consumo di energia e la massa degli stessi e, inoltre, ricavare la massa di propellente richiesta per effettuare le manovre orbitali previste.

Questa tesi è organizzata come segue:

- Capitolo 2: verrà analizzata la filosofia di margine impiegata per la determinazione della massa dei singoli componenti del satellite. Successivamente, dopo aver determinato il valore complessivo della massa a secco, verrà calcolato il valore della massa del propellente e, infine, verrà fornito il Mass Budget completo.

- Capitolo 3: verranno introdotte nozioni sui principali fattori che influenzano l'Energy Budget, come la valutazione del beta angle, la scelta di diverse tipologie di orbita, come queste influenzino la durata del periodo di esposizione alla luce solare (daylight) e la durata delle eclissi e le prestazioni dell'EPS (Electrical Power System). Si mostreranno i carichi di potenza per ogni sottosistema e la relativa filosofia di margine applicata. Infine verranno mostrati i risultati completi dell'analisi effettuata su ogni tipologia di orbita.
- Capitolo 4: in questo capitolo si racchiudono le conclusioni sulle analisi effettuate e i risultati ottenuti.

1.1 Panoramica dei sottosistemi del satellite

Di seguito si propone una tabella riassuntiva riguardante i sottosistemi e componenti costituenti il satellite, la loro funzione e il loro impiego nella valutazione di mass budget ed energy budget.

Sottosistema	Componenti	Funzione	Impiegato nella valutazione di:	
			Mass budget	Energy budget
OBDH	OBC + GNSS receiver	Gestione delle operazioni complessive, determinazione della posizione e sincronizzazione temporale	SI	SI
COMM	L-band patch antenna	Comunicazione a G/S, ricezione comandi, telemetria e comunicazione inter-satellitare	SI	SI
	2x S-band patch antenna			
	UHF whip antenna			
STRUCT	Main structure	Struttura principale e incapsulamento dei sottosistemi	SI	NO
	Y-axis external panel			
POWER	Battery	Generazione, distribuzione e gestione dell'energia elettrica	SI	SI
	PDU			
	2x6U deployable Solar Array, 2x6U body mounted Solar Array, 2x3U body mounted Solar Array			
PAYLOAD	Inter-Satellite Link Transceiver (TAS-I)	Rilevazioni scientifiche di gravity science e atmospheric science	SI	SI

ADCS	1x Processing Unit	Determinazione e controllo dell'assetto	SI	SI
	1x Deployable magnetometer			
	1x Fixed magnetometer			
	1x Sun Sensor			
	1x Earth Sensor			
	3x Magnetorquer rods			
	3x Reaction wheels			
	Actuators' enclosure			
HARNESS	Harness	Incapsulamento e protezione dei sottosistemi	SI	NO
PROPULSION SYSTEM	AFRL-PUC-1U Warm gas thruster	Sistema propulsivo per l'attuazione di manovre orbitali	SI	SI
PROPELLANT	Warm gas propellant	Propellente per il sistema propulsivo	SI	NO

Tabella 1 – Panoramica dei sottosistemi del satellite e la loro funzione

Mass Budget

2.1 Filosofia di margine

Il mass budget si basa sullo studio della massa di ogni singolo componente che andrà a costituire il satellite. Date le incertezze sul concreto valore di massa post processo di fabbricazione dei singoli componenti, è necessario imporre un margine di sicurezza che possa garantire una stima ragionevole del massimo valore di massa totale possibile per i suddetti.

Si fa quindi affidamento alla filosofia di progettazione di ESTEC (European Space Research and Technology Center) di ESA (European Space Agency) [3] che stabilisce i seguenti margini per la valutazione della massa dei componenti del satellite:

- 5% di margine per valori di massa basati su componenti pre-esistenti (cosiddetti Off-The-Shelf items).
- 10% di margine per valori di massa basati su componenti pre-esistenti che richiedono modifiche minori.
- 20% di margine per valori di massa basati su componenti di nuova progettazione o per componenti pre-esistenti che richiedono modifiche consistenti.
- La massa a secco totale al lancio del satellite deve includere un margine di massa a livello dei sistemi del 20% della massa a secco nominale al lancio (includendo tutti i margini precedentemente descritti).
- Il calcolo della massa del propellente deve essere basato sulla massa totale a secco del satellite inclusi tutti i margini appena descritti.
- 100% di margine per i ΔV (non derivato analiticamente) per manovre orbitali previste durante l'arco della missione (gravante sul mass budget in quanto la massa del propellente aumenta conseguentemente).
- 2% di propellente residuo aggiunto al valore calcolato precedentemente
- Il massimo valore di massa ammissibile non può superare i 12kg.

Con ciò si è proceduto, dopo un'accurata scelta dei componenti attualmente in commercio, a determinare la massa specifica di ogni sottosistema escluso il valore della massa del propellente, poiché, come da filosofia di margine, deve essere calcolata una volta ottenuta la massa a secco totale dell'intero satellite compresi tutti i margini di sicurezza.

2.2 Sistema Propulsivo

Di particolare interesse è il sistema propulsivo del satellite, poiché dalle sue prestazioni potrebbero dipendere ulteriori requisiti sulla massa totale a secco del satellite.

Come enunciato precedentemente difatti, i satelliti dovranno affrontare tre manovre orbitali al fine di aumentare la loro distanza reciproca. Questo tipo di manovra si ottiene attraverso la spinta generata

dai propulsori di bordo che, fornendo gli adeguati valori di ΔV , permetteranno di ottenere il rifasamento previsto.

Il propulsore selezionato per questa missione, realizzato da VACCO Engineered Fluid Controls and Etched Products, che prende il nome di AFRL-PUC [4], è appartenente alla categoria dei propulsori “warm gas” che si basano sull’espulsione di gas a temperatura moderata come risultato della combustione di un propellente come l’R236FA o l’SO₂.

Le prestazioni del propulsore, fornite dall’azienda stessa all’interno del rispettivo datasheet [4], sono riportate nella tabella sottostante:

Taglia	Impulso totale [N·s]	Massa a secco [g]	Isp [s]	Spinta [mN]
0.25U	183 N·s	434 g	70 s	5.4 mN
0.50U	320 N·s	568 g		
1.00U	595 N·s	835 g		

Tabella 2 – Specifiche e prestazioni del propulsore di bordo

Si è quindi selezionata a priori la taglia da impiegare per la missione, ossia quella da 1 unità, potendo quindi fornire una valutazione preliminare dei valori di massa specifici di ogni singolo componente e il valore totale della massa a secco, il tutto escludendo la massa del propellente che verrà calcolata successivamente.

Di seguito, la tabella contenente le informazioni specifiche sulla massa di ogni componente:

S/S	Componente	Massa [kg]	Margine	Massa con margine [kg]	Massa del S/S con margine [KG]	Massa del S/S [%]
OBDH	OBC+GNSS receiver	0,180	5%	0,189	0,189	2,08%
COMM	L-band patch antenna	0,085	5%	0,089		
	S Transceiver	0,200	20%	0,240		
	2x S-band patch antenna	0,100	5%	0,105		
	UHF Transceiver	0,094	5%	0,099		
	UHF whip antenna	0,100	5%	0,105		
STRUCT	Main Structure	1,000	5%	1,050	1,069	12,37%
	Y-axis external panel (x1)	0,069	5%	0,072		
POWER	Battery	1,100	5%	1,155	3,976	46,01%
	PDU	0,290	5%	0,305		

	2x 3U Body Mounted solar array	0,292	5%	0,307		
	2x 6U Body Mounted solar array	0,780	5%	0,819		
	2x 6U Deployable Solar Array	1,514	5%	1,590		
PAYLOAD	Inter-Satellite Link Transceiver (TAS-I)	0,700	20%	0,840	0,840	9,26%
ADCS	1x Processing Unit	0,214	10%	0,235	0,945	10,41%
	1x deployable magnetometer	0,015	5%	0,016		
	1x fixed magnetometer	0,006	5%	0,006		
	1x sun sensor	0,015	5%	0,016		
	1x earth sensor	0,018	5%	0,019		
	3x Magnetorquer rods	0,066	5%	0,069		
	3x Reaction Wheels	0,432	5%	0,454		
	Actuators' Enclosure	0,118	10%	0,130		
HARNESS	Harness	0,240	20%	0,288	0,288	3,17%
PROPULSION	Thrust system	0,835	5%	0,877	0,877	9,66%
TOTAL DRY		8,463		9,074	9,074	100,00%
Massa totale a secco con 20% di margine		10,156		10,889		

Tabella 3 – Specifiche di massa di ogni componente e massa a secco totale

2.3 Calcolo della massa del propellente

Per stimare il valore della massa del propellente, occorre definire inizialmente l'entità della variazione di velocità necessaria per effettuare le manovre orbitali previste.

I valori specifici dei ΔV forniti, ricavati in [5], per ogni fase di missione sono mostrati nella seguente tabella:

	Rifasamento 1	Rifasamento 2	Rifasamento 3	Totale
Satellite 1	0.19 m/s	7.60 m/s	12.08 m/s	19.88 m/s
Satellite 2	0.19 m/s	7.58 m/s	12.03 m/s	19.80 m/s

Tabella 4 - ΔV impiegati nelle manovre propulsive

Il valore massimo di ΔV aspettato per effettuare le tre manovre di rifasamento ammonta perciò a 19.88m/s e, combinato con il valore della massa complessiva del satellite inclusi tutti i margini escluso il propellente, è possibile stimare la massa di quest'ultimo necessaria per effettuare le manovre previste, attraverso l'equazione di Tsiolkowsky [6]:

$$\Delta V = Isp * g_0 * \ln\left(\frac{m_i}{m_f}\right)$$

Dove:

- ΔV rappresenta la variazione di velocità fornita dal propulsore di bordo
- Isp rappresenta l'impulso specifico fornito dal propulsore di bordo
- g_0 rappresenta l'accelerazione di gravità standard, che ammonta a 9.80665 m/s^2
- m_i rappresenta la massa totale iniziale del satellite, compresa quindi della massa del propellente
- m_f rappresenta la massa totale finale del satellite, corrispondente alla massa a secco

Analizzando il termine rappresentante la massa totale iniziale del satellite si può constatare che:

$$m_i = m_f + m_{prop}$$

Dove m_{prop} rappresenta la massa del propellente.

Con la precedente assunzione si può riscrivere la precedente equazione come:

$$\Delta V = Isp * g_0 * \ln\left(\frac{m_f + m_{prop}}{m_f}\right)$$

Infine, isolando il termine m_{prop} , è possibile ricavare la massa del propellente necessaria per effettuare le manovre orbitali previste:

$$m_{prop} = m_f \left(e^{\frac{\Delta V}{Isp * g_0}} - 1 \right) = 0.649 \text{ kg}$$

Si ricorda che il valore della massa a secco totale utilizzata nella precedente equazione si basa sulla massa nominale dei singoli componenti dei sottosistemi del satellite, inclusi tutti i margini, più un ulteriore 20% di margine generale.

Come da filosofia di margine è necessario aggiungere un ulteriore 2% alla massa di propellente appena calcolata, ricavando il valore finale di 0.662 kg.

Una volta ricavata la massa del propellente, occorre effettuare un ulteriore controllo, in modo da verificare che il valore appena ricavato non superi il valore massimo possibile per le prestazioni del propulsore stesso (riportate in Tabella 2).

Facendo uso della seguente equazione [6]:

$$m_{prop} = \frac{I_{tot}}{Isp * g_0}$$

E utilizzando i valori di impulso totale e specifico riportati nella Tabella 2, ossia: I_{tot} pari a 595 N/s e Isp pari a 70s, si ricava una massa di propellente massima impiegabile per il propulsore pari a:

$$m_{prop} = \frac{I_{tot}}{Isp * g_0} = 0.867 \text{ kg} > 0.662 \text{ kg}$$

Con questo risultato si è quindi dimostrato che il propulsore è in grado di sostenere tutte le manovre orbitali previste, comprendendo tutti i margini di sicurezza sul valore di massa dei singoli componenti e che non è necessario aggiungere ulteriori limitazioni sul valore complessivo della massa a secco del satellite.

2.4 Conclusione del mass budget

Dopo aver ricavato la massa di ogni singolo componente e sottosistema del satellite (compresa dei margini), la massa a secco totale del satellite e la massa finale del propellente, è possibile fornire la valutazione finale del mass budget per la missione Innovator, dati che vengono riportati nella tabella sottostante.

S/S	Componente	Massa [kg]	Margine	Massa con margine [kg]	Massa del S/S con margine [KG]	Massa del S/S [%]
OBDH	OBC+GNSS receiver	0,180	5%	0,189	0,189	1,94%
COMM	L-band patch antenna	0,085	5%	0,089	0,638	6,55%
	S Transceiver	0,200	20%	0,240		
	2x S-band patch antenna	0,100	5%	0,105		
	UHF Transceiver	0,094	5%	0,099		
	UHF whip antenna	0,100	5%	0,105		
STRUCT	Main Structure	1,000	5%	1,050	1	11,53%
	Y-axis external panel (x1)	0,069	5%	0,072		
POWER	Battery	1,100	5%	1,155	4	42,88%

	PDU	0,290	5%	0,305		
	2x 3U Body Mounted solar array	0,292	5%	0,307		
	2x 6U Body Mounted solar array	0,780	5%	0,819		
	2x 6U Deployable Solar Array	1,514	5%	1,590		
PAYLOAD	Inter-Satellite Link Transceiver (TAS-I)	0,700	20%	0,840	0,840	8,63%
ADCS	1x Processing Unit	0,214	10%	0,235	0,945	9,70%
	1x deployable magnetometer	0,015	5%	0,016		
	1x fixed magnetometer	0,006	5%	0,006		
	1x sun sensor	0,015	5%	0,016		
	1x earth sensor	0,018	5%	0,019		
	3x Magnetorquer rods	0,066	5%	0,069		
	3x Reaction Wheels	0,432	5%	0,454		
	Actuators' Enclosure	0,118	10%	0,130		
HARNESS	Harness	0,240	20%	0,288	0,288	2,96%
PROPULSION	Thrust system	0,835	5%	0,877	0,877	9,01%
TOTAL DRY		8,463		9,074	9,074	93,20%
Massa totale a secco con 20% di margine		10,156		10,889		
PROPELLANT		0,649	2%	0,662		6,80%
Massa Totale		10,805		11,551		100,00%

Tabella 5 – Mass budget

I risultati finali mostrano che il limite massimo 12kg imposto dalla filosofia di progettazione di ESTEC è rispettato e che il propulsore risulta in grado di attuare efficacemente le manovre orbitali previste con i parametri precedentemente descritti.

Con ciò si conclude il capitolo di questa tesi riguardante il mass budget per la missione Innovator.

Energy Budget

L'obiettivo principale dell'energy budget è quello di valutare il consumo energetico previsto per i cicli operativi di ogni sottosistema del satellite. Dopo la determinazione dei carichi associati ai cicli operativi dei sottosistemi, strettamente legati alle modalità operative previste nell'arco della missione, si conduce una valutazione preliminare riguardante la dimensione dei pannelli solari e delle batterie.

La valutazione tiene conto di varie geometrie orbitali all'interno della famiglia delle Eliosincrone che potrebbero essere impiegate per la costellazione di Innovator.

Le considerazioni chiave che influenzano il concept operativo includono:

- Mantenimento di velocità-puntamento per il payload durante le operazioni per permettere il link inter-satellitare
- Utilizzo di orbite eliosincrone con altitudini che variano dai 500 ai 600 km

I valori considerati nella successiva analisi, riguardanti la longitudine del nodo ascendente (LTAN), sono:

- Dawn-Dusk (LTAN 6:00 AM),
- Mid-Morning (LTAN 09:00 AM)
- Noon-Midnight (LTAN 12:00 AM)

In termini di energy budget v'è una chiara preferenza verso l'orbita Dawn-Dusk poiché, durante l'anno, riscontra l'intervallo di tempo più breve in termini di eclissi come verrà mostrato successivamente. Il bilancio energetico verrà verificato per tutte e tre le LTAN per controllare fino a che punto diverse orbite eliosincrone possono essere tollerate per la missione Innovator.

3.1 Valutazione del beta angle (β)

Le orbite eliosincrone sono caratterizzate in base al cosiddetto "beta angle" (β), definito come l'angolo compreso tra il piano orbitale e la direzione dei raggi solari. Questo angolo determina il tempo locale di passaggio sopra differenti regioni della Terra e la durata delle eclissi [5]. Le due configurazioni limite sono illustrate in Figura 1.

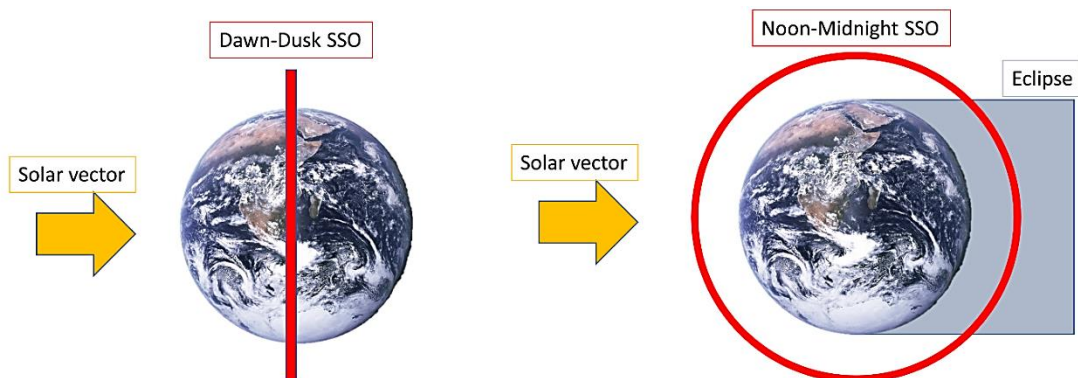


Figura 1: Classificazione di orbite SSO per differenti beta-angle, da [5].

Con ciò si possono definire tre tipologie di orbite che verranno successivamente analizzate per l'energy budget:

1. Orbita Dawn-Dusk (LTAN 06:00):

- Il satellite è esposto alla luce solare durante l'intera orbita.
- Per la maggior parte dell'anno non si verificano eclissi.
- Rappresenta lo scenario ottimale per l'energy budget poiché le eclissi avvengono solo per tre mesi all'anno.
- Rappresenta lo scenario ottimale in termini di resistenza indotta dai pannelli solari, dato che il vettore velocità del satellite è sempre ortogonale alla direzione dei raggi solari.

2. Orbita Noon-Midnight (LTAN 12:00):

- Rappresenta lo scenario più sfavorevole sia in termini di durata delle eclissi sia dalla resistenza indotta dai pannelli solari dispiegabili.

3. Orbita Mid-Morning (LTAN 09:00):

- Fornisce delle prestazioni marginalmente migliori in termini di tempo di esposizione alla luce solare rispetto all'orbita Noon-Midnight.

L'angolo β può essere determinato mediante l'equazione [5]:

$$\sin \beta = \sin i \cdot \cos \delta_s \cdot \sin(\Omega - \Omega_s) + \cos i \cdot \sin \delta_s$$

Dove i è l'inclinazione dell'orbita, δ_s è la declinazione del sole, Ω e Ω_s sono rispettivamente l'ascensione retta del nodo ascendente del satellite e del Sole.

In un'orbita eliosincrona, la differenza tra l'ascensione retta del nodo ascendente (Ω) e l'ascensione retta del Sole (Ω_s) rimane costante nel tempo per definizione. In questo modo, assumendo un'inclinazione costante dell'orbita, il beta angle è influenzato principalmente dalla declinazione del Sole, raggiungendo un valore massimo durante l'anno, in tutta la sua escursione, pari a $23^\circ 27'$.

L'angolo beta influenza la durata dell'eclissi che, per un'orbita circolare, può essere calcolata facendo uso della seguente equazione [5]:

$$t_E = \frac{T}{180^\circ} \cos^{-1} \left(\frac{\sqrt{r^2 - R^2}}{r \cos \beta} \right)$$

dove T è il periodo orbitale, $r = R + h$ con R e h rispettivamente il raggio terrestre medio e l'altitudine dell'orbita.

Nella seguente tabella si riporta la durata dei periodi di luce ed eclissi per ogni orbita LTAN a 500km, 550km, 600km di quota.

LTAN	Quota (km)	Periodo (min)	Durata daylight (min)			Durata eclissi (min)			Durata eclissi (%)		
			max	avg	min	min	avg	max	min	avg	Max
6:00 AM	500	94.47	94.47	89.48	72.25	0	4.99	22.82	0%	5%	24%
	550	95.5	95.5	91.11	74.52	0	4.39	20.98	0%	5%	22%
	600	96.54	96.54	92.72	76.83	0	3.82	19.71	0%	4%	20%
09:00 AM	500	94.47	60.79	60.49	59.94	33.68	33.98	34.63	36%	36%	37%
	550	95.5	62.09	61.77	61.19	33.41	33.73	34.31	35%	35%	36%
	600	96.54	63.38	63.04	62.42	33.16	33.5	34.12	34%	35%	35%
12:00 AM	500	94.47	58.79	58.79	58.78	35.68	35.68	35.64	38%	38%	38%
	550	95.5	59.97	59.96	59.95	35.53	35.54	35.55	37%	37%	37%
	600	96.54	61.13	61.12	61.11	35.41	35.42	35.43	37%	37%	37%

Tabella 6 – Periodi di daylight ed eclissi in base alla LTAN

I risultati mostrano che l’orbita più favorevole è quella Dawn-Dusk, grazie all’assenza di eclissi per la maggior parte dell’anno, eccezion fatta per i due mesi collocati attorno al solstizio di inverno. La durata massima dell’eclissi è di 22.82 minuti e rappresenta il miglior risultato in termini di worst-case scenario. La durata di 35.64 minuti di eclissi attesa durante un’orbita Noon-Midnight rappresenta invece il risultato più sfavorevole.

3.2 Carichi dell’EPS e cicli operativi dei sottosistemi

Per effettuare la valutazione dell’energy budget, il primo step richiede di definire l’assorbimento di potenza generale e i cicli operativi di ogni componente. La filosofia di margine adottata è quella di ESTEC come nel capitolo 2.1 [3] che stabilisce i seguenti margini per la valutazione del consumo di potenza elettrica dei componenti:

- 5% di margine applicato per l’assorbimento di potenza basato su componenti pre-esistenti (cosiddetti “Off-The-Shelf items”)
- 10% di margine per valori di potenza basati su componenti pre-esistenti che richiedono modifiche minori
- 20% di margine per valori di potenza basati su componenti di nuova progettazione o per componenti pre-esistenti che richiedono modifiche consistenti.

I carichi specifici di ogni sottosistema gravanti sull’energy budget sono riportati nella tabella successiva includendo le specificazioni sui margini appena discusse, come descritto in [7].

Sottosistema	Componente	Margine	Potenza media [W]	Potenza media con margine [W]	Potenza di picco [W]	Potenza di picco con margine [W]
OBC	OBC	10%	0,33	0,40	0,33	0,40
GNSS	GNSS receiver	10%	1,25	1,50	1,67	2,00
COMM	S-band (RX+TX)	10%	12,50	15,00	12,50	15,00

	S-band (RX)	10%	1,67	2,00	1,67	2,00
POWER	EPS+Battery	10%	1,00	1,20	1,67	2,00
ADCS		10%	1,83	2,20	24,00	60,00
PROPULSION		10%	15,00	18,00	15,00	18,00
Payload (TX+RX)		20%	18,00	21,60	18,00	21,60
Payload HPM (TX+RX)		20%	42,00	50,40	43,50	52,20
Totale			91,92	110,30	116,67	171,20
Totale con margine di sistema del 20%				132,36		205,44

Tabella 7 – Carichi energetici specifici di ogni componente del satellite

3.3 Definizione delle modalità operative e carichi energetici associati

Durante l'arco della missione, i satelliti dovranno affrontare diverse modalità operative, come la modalità IDLE, dove l'intero sistema opera in maniera tale da avere la maggior parte dei sistemi inattivi ricevendo comandi e trasmettendo dati di telemetria, la modalità Mission, dove il payload è impegnato ad effettuare le misurazioni riguardanti il campo gravitazionale e il profilo atmosferico, o la modalità Propulsion, dove vengono impiegati i propulsori di bordo per effettuare le manovre orbitali previste. È di fondamentale importanza quindi identificare correttamente i carichi di potenza medi relativi ad ogni modalità operativa.

Nella seguente tabella si presenta una panoramica riguardante tutte le tipologie possibili di modalità operative previste nell'arco della missione, come descritto in [8]:

Modalità	ID	Descrizione	Puntamento
Hell Mode	HM	Attivata in caso di eventuali condizioni che possano inficiare sulla salute delle batterie e che possano causare danni irreparabili. La sua funzione è quella di proteggere la funzionalità delle batterie dell'EPS. Questa è una modalità estrema per la quale non ci si aspetta la sua attivazione, salvo in caso di gravi malfunzionamenti.	Nessuno
Safe Mode	SM	Attivata qualora si verificano anomalie critiche nei sistemi di bordo. A differenza della Hell mode, rimangono comunque attivi i sistemi di comunicazione.	Sun pointing / Nessuno
IDLE Mode	IDM	Stato nominale di stand-by del satellite in cui i bus funzionano regolarmente ed è in attesa di comandi diretti o programmati per l'attivazione delle differenti modalità operative del payload o dei sottosistemi. Il puntamento nominale è a Nadir e il payload è inattivo.	Nadir pointing
Downlink Mode	DDM	In questa modalità il sistema di comunicazione è predisposto per la modalità richiesta.	Tracciamento della stazione di terra

Propulsion Mode	PM	Il sistema di propulsione viene attivato per raggiungere i parametri orbitali desiderati	Puntamento inerziale a tre assi
Mission Mode	MM	Il payload viene operato per effettuare misure di gravità e/o di profili atmosferici. I dati vengono memorizzati nel modulo di memoria interno	Puntamento a nadir
High Performance Mission Mode	HPMM	Il payload viene operato per effettuare misure di gravità e/o di profili atmosferici con puntamento reciproco dei due satelliti per massimizzare il rapporto segnale rumore. I dati vengono memorizzati nel modulo di memoria interno	Puntamento mutuo tra i due satelliti

Tabella 8 – modalità operative

Viene inoltre specificato, in base alla modalità operativa corrente, quali sottosistemi sono effettivamente attivi, in modo tale da ricavare per ognuna il carico energetico [5].

SUBSYSTEM\MODE	HM	SM	IDM	DDM	PM	MM	HPMM
PAYLOAD [ISL-T]	x	x	x	x	x	o	o
COMMS	x	-	-	o	o	x	x
THERMAL	x	o	o	o	o	o	o
ADCS	x	o	o	o	o	o	o
EPS	o	o	o	o	o	o	o
PROPULSION	x	x	x	x	o	x	x

x=inattivo, -=parzialmente attivo, o=totalmente attivo

Tabella 9 – Attività dei sottosistemi in base alla modalità operativa

Con ciò è possibile definire i carichi specifici per ogni modalità operativa prevista, in riferimento ai valori di potenza media definiti nella Tabella 7:

	HM	SM	IDM	DDM	PM	MM	HPMM
Potenza media [W]	5,61	8,03	8,03	24,53	27,83	33,95	68,51

Tabella 10 – Carichi energetici per ogni modalità operativa

3.4 Prestazioni dell'EPS e dei pannelli solari

L'analisi dell'energy budget si concentra sui parametri chiave delle performance dei componenti, includendo l'efficienza di conversione DC-DC del Power Distribution Module (PDM), l'efficienza di carica/scarica del pacco di batterie e l'output di potenza atteso per i pannelli solari a fine vita (EOL).

Le ipotesi preliminari assunte durante l'analisi sono riassunte di seguito.

1. Efficienza di Conversione DC-DC ed efficienza di carica/scarica delle batterie
 - a. Viene assunta un'efficienza di conversione energetica globale dell'87% all'interno dell'analisi
2. Performance dei pannelli solari
 - a. La potenza generata attesa ad inizio vita (BOL) dei pannelli solari viene stimata riferendosi alla temperatura di operatività, impostata a 120° come worst-case scenario, fornendo un output totale di potenza di 0.93W per cella.

- b. Sotto questa condizione, l'output totale di potenza a fine vita (EOL) è previsto essere 0.92W per cella solare.
- c. Il satellite è equipaggiato con sei pannelli solari: due dispiegabili aventi ognuno 14 celle solari e quattro pannelli body mounted, divisi tra due 6U da 16 celle ciascuno e due 3U da 7 celle ciascuno.
- d. La degradazione media annua è stata impostata a 0.5%, valore tipico per pannelli solari a tripla giunzione.

3.4.1 Prestazioni dell'EPS

Le prestazioni dell'EPS sono intrinsecamente legate, in termini energetici, all'efficienza di conversione dell'energia solare in elettrica da parte dei pannelli solari (conversione DC-DC), e dall'efficienza di carica/scarica delle batterie nel momento in cui si attinge alla loro riserva o si proceda alla loro ricarica tramite l'energia fornita dai pannelli stessi. È quindi necessario introdurre un parametro globale che includa le efficienze di conversione appena descritte, utilizzato in modo tale da scalare i carichi energetici richiesti per ogni modalità operativa descritta nel capitolo 3.3 e stilare l'energy budget anche in funzione di esso, oltre ai margini di sicurezza precedentemente stabiliti.

Il parametro di efficienza di conversione globale, introdotto brevemente in precedenza, si può valutare secondo la seguente formula:

$$\eta_{ec} = \eta_{C-D_{bat}} \eta_{DC_{conv}}$$

Dove:

- $\eta_{C-D_{bat}}$ rappresenta l'efficienza di carica/scarica delle batterie
- $\eta_{DC_{conv}}$ rappresenta l'efficienza di conversione DC-DC da parte dei pannelli solari

Oltre al coefficiente di efficienza di conversione globale, si introducono i parametri più importanti riguardanti il pacco batterie che verrà predisposto sul satellite, come la capacità e la durata di vita prevista. Il tempo di operatività funzionale delle batterie è direttamente influenzato dalla cosiddetta DoD (Depth Of Discharge) che rappresenta la quantità percentuale di capacità della batteria che viene spesa durante i cicli operativi del satellite.

I parametri appena descritti sono riassunti nella seguente tabella:

Parametro	Valore	Unità	Note
Efficienza di conversione globale	0.87		
Capacità della batteria	84	W-hr	Con 8 celle 18650/0.1C
Durata prevista della batteria	4.5	Anni	Per DOD<=20%

Tabella 11 – Prestazioni del pacco batterie ed efficienza di conversione globale

Come introdotto precedentemente, l'efficienza di conversione globale dell'energia viene utilizzata come fattore di scala per determinare la richiesta di energia dei sottosistemi nelle varie modalità operative:

$$P_{MODE_{eff}} = \frac{P_{MODE_{avg}}}{\eta_{ec}}$$

Dove:

- $P_{MODE_{avg}}$ rappresenta la potenza media della modalità operativa in analisi
- $P_{MODE_{eff}}$ rappresenta la potenza media effettiva della modalità operativa in analisi
- η_{ec} rappresenta il parametro di efficienza di conversione globale

In questo modo è possibile ottenere gli effettivi carichi energetici medi che verranno utilizzati nella valutazione dell'energy budget:

	HM	SM	IDM	DDM	PM	MM	HPMM
Potenza media [W]	5,61	8,03	8,03	24,53	27,83	33,95	68,51
Efficienza di conversione energetica				0.87			
Potenza media effettiva [W]	6,45	9,23	9,23	28,20	31,99	39,02	78,75

Tabella 12 – Carichi energetici medi impiegati nella valutazione dell'energy budget

È necessario evidenziare il fatto che, dato l'ingente carico energetico delle modalità PM, MM, e HPMM, all'interno dell'analisi verranno assunte a priori le suddette modalità operative come operanti solamente durante il periodo di daylight.

3.4.2 Prestazioni dei pannelli solari

I pannelli solari previsti per la missione Innovator, posseggono celle a tripla giunzione (InGaP/GaAs/Ge) con un'efficienza del 30% e un'area di 30.18cm² [9]. Le celle sono valutate per operazioni in orbite GEO per una durata di 15 anni e la degradazione stimata nell'arco di cinque anni di operatività ammonta allo 0.5%.

Il sistema complessivo consiste in sei pannelli solari, due dispiegabili ortogonali all'asse +Z, ortogonali a nadir, e quattro pannelli solari body mounted che coprono le quattro superfici con maggior estensione del satellite.

Una panoramica completa dei parametri necessari alla valutazione delle prestazioni dei pannelli solari è presentata nella tabella seguente:

Parametro	Valore	Unità
Numero di pannelli solari dispiegabili	2	
Numero di celle per pannello solare dispiegabile	14	
Numero di pannelli solari body mounted 6U	2	
Numero di celle per pannello solare body mounted 6U	16	
Numero di pannelli solari body mounted 3U	2	
Numero di celle per pannello solare body mounted 3U	7	
Numero di celle totale	74	
Potenza generata per cella in BOL	0.93	W
Potenza totale in output in BOL	68.82	W
Degradazione annua	0.005	
Durata della missione	1	Anni
Potenza generata per cella in EOL	0.92	W

Output di potenza totale in EOL	68.08	W
---------------------------------	-------	---

Tabella 13 – Prestazioni dei pannelli solari

Si evidenzia il fatto che l'output di potenza riportato per i pannelli solari si riferisce alla condizione per la quale l'angolo di incidenza dei raggi solari è perpendicolare al piano del pannello stesso e che per il valore di potenza totale in output ad EOL è stato calcolato secondo la formula [10]:

$$P_{EOL} = P_{BOL}(1 - \eta)^{duration}$$

Dove η rappresenta la degradazione annua e *duration* rappresenta la durata della missione espressa in numero di anni, che per Innovator equivale ad un anno.

Inoltre, è fondamentale evidenziare l'impossibilità della contemporanea illuminazione di tutti i pannelli presenti sul satellite, data l'unidirezionalità dei raggi solari. La valutazione del bilancio energetico è stata quindi effettuata assumendo come esposti alla luce solare solamente i due pannelli dispiegabili e uno dei pannelli body mounted da 6U, ricavando un valore massimo di output di potenza ad EOL di 41.29W.

3.5 Valutazione del bilancio energetico

L'obiettivo della valutazione del bilancio energetico è quello di verificare che la soluzione proposta, in termini di dimensionamento dei pannelli solari, carichi energetici dell'EPS e capacità delle batterie, permetta di effettuare con margine di sicurezza le operazioni previste nella missione.

Dato che il rapporto temporale tra luce diurna ed eclissi varia in relazione alla LTAN dell'orbita eliosincrona selezionata, è necessario effettuare un'analisi dedicata per ognuna delle orbite di riferimento (Dawn-Dusk, Mid-Morning, Noon-Midnight). Inoltre, dato il fatto che le orbite situate a 500km di altitudine rappresentano il worst-case scenario per ognuna delle LTAN (rispetto a quelle ad un'altitudine di 550km e 600km) in termini di durata temporale trascorsa in daylight e in eclissi (come mostrato in Tabella 6), si è basata l'analisi su questa tipologia di orbita. Infine, dato che la durata delle eclissi dipende dalla declinazione del sole, quindi dal periodo dell'anno, l'analisi viene effettuata con il valore più sfavorevole possibile che occorre durante l'arco dell'anno (ossia 23°27' gradi di declinazione).

L'analisi che segue rappresenta una valutazione preliminare delle prestazioni e, con ciò, sono state introdotte alcune assunzioni conservative per quanto riguarda l'assetto del satellite e la successione tra diverse modalità operative lungo un intero giorno, come segue:

- Durante il contatto con una stazione di terra (modalità Downlink), il satellite adatterà il proprio assetto per permettere il puntamento ottimale con la stazione (Tracking Pointing), in questo modo si assume un output di potenza nullo dai pannelli solari con il satellite che attinge totalmente alle riserve energetiche fornite dalle batterie. Questa è un'assunzione conservativa dato il fatto che si prevede che i pannelli solari saranno scarsamente illuminati, se non completamente oscurati.
- Si assume che avvengano sino a quattro contatti ogni giorno con la stazione di terra, ognuno di essi con la durata di 7.2 minuti. Questi valori seguono un 20% di margine applicato al risultato della space-to-ground contact analysis [11], dove è prevista una media di 3.4 contatti per giorno ognuno della durata di 6 minuti ad un'altitudine di 500km, con un'elevazione minima stimata a 10°.

- Si assume una possibilità di quattro contatti giornalieri, in daylight o eclissi, dipendenti dall'LTAN dell'orbita come segue:
 - Orbita Dawn-Dusk: tutti i contatti avvengono in daylight. Data l'LTAN dell'orbita Dawn-Dusk, sono attesi due contatti durante il mattino a 6:00AM +/- 90 minuti e 2 contatti di sera attorno alle 18:00 AM +/- 90 minuti.
 - Orbita Mid-Morning: sono attesi due contatti in daylight e due in eclissi. Data la LTAN dell'orbita Mid-Morning, sono attesi due contatti attorno alle 09:00 AM +/- 90 minuti e due contatti di notte attorno alle 21:00 +/- 90 minuti.
 - Orbita Noon-Midnight: 2 contatti avvengono in daylight e due contatti in eclissi. Data la LTAN dell'orbita Noon-Midnight, sono attesi 2 contatti durante il mattino attorno alle 12:00 AM +/- 90 minuti e due contatti attesi durante la notte attorno alle 24:00 AM +/- 90 minuti.

Si noti che il contatto worst-case, dal punto di vista del bilancio energetico è quello che avviene in daylight, dato che sottrae luce diurna utile ai pannelli solari per la produzione di energia.

- Per calcolare il valore massimo di Depth-of-Discharge (DoD) per unità di batteria, vengono assunti i contatti con G/S in daylight come coincidenti con l'inizio dell'eclissi. In questo modo non v'è tempo disponibile per la ricarica delle batterie prima di affrontare l'intera durata dell'eclissi.

Date le assunzioni appena enunciate, vengono definite cinque condizioni orbitali per le quali è necessario verificare le prestazioni:

1. Orbita operativa: nessun contatto con stazioni di terra. Il satellite è in modalità MM per una frazione o l'intera durata del periodo di daylight e per tutto il resto del tempo, compresa la durata dell'eclissi, in modalità Safe/IDLE.
2. Orbita operativa ad alta potenza: nessun contatto con stazioni di terra. Il satellite è in modalità HPMM per una frazione o l'intera durata del periodo di daylight e per tutto il resto del tempo, compresa la durata dell'eclissi, in modalità Safe/IDLE.
3. Orbita propulsiva: nessun contatto con la stazione di terra. Il satellite è in modalità PM per una frazione o l'intera durata del periodo di daylight e per tutto il resto del tempo, compresa la durata dell'eclissi, in modalità Safe/IDLE.
4. Contatto con G/S in daylight e/o eclissi: Avvengono due contatti di 7.2 minuti ciascuno con la stazione di terra durante daylight o eclissi in dipendenza dalla LTAN in analisi. Il satellite è in modalità DM durante il contatto. Nella restante porzione di daylight e/o eclissi il satellite si trova in modalità Safe/IDLE.
5. Orbita energetica: il satellite si trova per tutto il periodo orbitale in modalità Safe/IDLE, questa modalità è necessaria per permettere alle batterie di ricaricarsi data l'ingente richiesta di potenza dalle precedenti condizioni orbitali.

3.5.1 Nozioni preliminari

Di seguito sono presentate alcune nozioni impiegate per l'energy budget.

Basandosi sul fatto che il satellite dovrà essere per la maggior parte delle modalità operative puntato a Nadir, si prevede una consistente diminuzione dell'area complessiva dei pannelli solari esposti

all'irraggiamento solare. Questo deficit è influenzato maggiormente dalla LTAN dell'orbita, con il miglior scenario rappresentato dall'orbita Dawn-Dusk e il peggiore dall'orbita Noon-Midnight. Data la complessità del problema, con l'assetto del satellite che varia continuamente rispetto alla direzione dei raggi solari, si è proceduto ad effettuare una simulazione tramite Matlab/Simulink, sfruttando un simulatore di dinamica orbitale disponibile in laboratorio, che potesse fornire in output l'area dei pannelli effettivamente illuminata, ricavando una percentuale media per orbita in base alla LTAN [7]. In questo modo è stato possibile definire l'effettivo output di potenza elettrica fornito dai pannelli scalandolo sulla potenza totale generata, in riferimento ai tre pannelli presi in considerazione precedentemente e in base all'orbita in analisi. Si fornisce quindi una tabella esplicativa dei risultati della simulazione e gli effettivi output di potenza elettrica.

LTAN	06:00	09:00	12:00
Periodo dell'anno	Solstizio d'inverno	Solstizio d'inverno	Solstizio d'inverno
Periodo orbitale [min]	94,3	94,3	94,3
Durata eclissi [min]	22,8	34,6	35,6
Eclissi %	24,2%	36,7%	37,8%
SP max ad EOL [W]	41.29		
Coefficiente di riduzione di potenza media data dal tempo di eclissi e puntamento dei pannelli	70%	54%	41%
SP media in output [W]	28,9	22.3	16.9

Tabella 14 – Output di potenza dai pannelli solari in funzione del coefficiente di riduzione di potenza media data dal tempo di eclissi e puntamento dei pannelli

3.6 Procedimento adottato nell'analisi

La richiesta di energia per ogni modalità operativa adottata lungo l'orbita orbita, descritte nel capitolo 3.4.1, è calcolata moltiplicando la richiesta di potenza della specifica modalità per la sua durata temporale:

$$E_{mod} = P_{mod} * \Delta T$$

L'energia in eccesso proveniente dai pannelli solari, ossia l'output di energia proveniente dagli stessi utile per la ricarica delle batterie durante il periodo di esposizione alla luce solare, si ottiene sottraendo l'energia spesa durante il periodo di daylight dall'energia totale generata dai pannelli solari durante il periodo di esposizione alla luce solare.

$$E_{SP_{excess}} = E_{SP_{tot}} - E_{mod}$$

Infine il bilancio energetico netto dell'orbita si ottiene sottraendo la richiesta energetica delle batterie dall'eccesso di energia generata dai pannelli solari lungo l'orbita.

$$E_{net} = E_{SP_{excess}} - E_{bat}$$

Un bilancio netto positivo sta a significare che l'energia prodotta è sufficiente a soddisfare pienamente la richiesta energetica del satellite, mentre invece un bilancio netto negativo sta a significare che l'energia prodotta dai pannelli solari non è sufficiente a coprire la richiesta di potenza del periodo di daylight ed eclissi e, inoltre, che le batterie al termine dell'orbita non saranno pienamente ricaricate.

Deve essere menzionato il fatto che anche se al termine di un'orbita con un'alta richiesta di energia, come ad esempio un'orbita che include l'utilizzo del payload o del sistema propulsivo, il bilancio dovesse essere negativo, il deficit di energia può essere recuperato nelle orbite successive.

In aggiunta al bilancio energetico di una sola orbita, viene fornito quindi anche il bilancio energetico giornaliero. Difatti, dato il periodo orbitale corrispondente a 94.3 minuti, sono previste un totale di 15 orbite al giorno, da dividersi tra le modalità operative descritte precedentemente al fine di massimizzare il numero di orbite in modalità MM, HPMM o PM. Ai fini della valutazione si fa riferimento alla Tabella 12 per i carichi di potenza medi.

Infine, l'analisi tiene conto dei quattro contatti con G/S previsti nell'arco di una giornata; perciò quattro delle quindici orbite disponibili vengono dedicate alla modalità Downlink, che prevede contatti della durata massima di 7.2 minuti (come menzionato nel capitolo 3.5) e, per tutto il periodo orbitale rimanente, il satellite si trova in modalità IDLE. Con ciò, nel bilancio giornaliero, il massimo numero di orbite effettuabili, in una delle precedenti modalità operative descritte, equivale a undici.

3.7 Analisi orbitale

Di seguito si riporta l'analisi completa effettuata sulle orbite a differente LTAN discusse sino ad ora. Si ricorda che per ogni modalità operativa (Mission, HP Mission e Propulsion), il satellite viene assunto in modalità IDLE per l'intera durata dell'eclissi e, ove necessario, per una frazione di daylight. Il tempo trascorso in modalità IDLE in daylight dipende dal duty cycle della corrente modalità operativa, impostato in maniera tale da ottenere sempre un bilancio energetico positivo con l'energia fornita dai pannelli solari nel momento in cui il satellite entra nella zona di eclissi. Con ciò il satellite per tutto il periodo di daylight non attinge mai alle riserve energetiche delle batterie.

3.7.1 Analisi dell'orbita Dawn-Dusk

Per un'orbita Dawn-Dusk con LTAN 06:00 AM, la durata dell'eclissi peggiore avviene vicino al solstizio d'inverno, nel particolare raggiunge i 22.8 minuti in caso di un'orbita a 500km di altitudine. Come menzionato in precedenza, si assume che per un'orbita Dawn-Dusk tutti i contatti con G/S avvengono durante il periodo di daylight in modo tale da avere totale assenza di energia generata dai pannelli solari.

Per tutte le orbite operative, il bilancio energetico netto al termine dell'orbita è negativo, con una DoD massima delle batterie equivalente al 4,40% per l'orbita in cui avviene il contatto con G/S durante il periodo di daylight. I duty cycle ricavati, tali da garantire un bilancio energetico positivo all'inizio del periodo di eclissi sono:

- 87% per la modalità Mission
- 37% per la modalità HP Mission
- 100% per la modalità Propulsion

I risultati sono riportati nelle seguenti tabelle:

Orbita SSO Dawn-Dusk LTAN 06:00 AM

	Durata	Unità	% del totale	Note
Periodo orbitale	94,3	min	100,0%	A 500km di quota
Durata di daylight	71,5	min	75,8%	Assunto il worst-case del solstizio d'inverno
Durata di eclissi	22,8	min	24,2%	

Tabella 15 – Parametri dell'orbita Dawn-Dusk

Budget energetico per orbita in modalità Mission (Dawn-Dusk SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza del Payload in modalità Mission	29,79	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle del payload in modalità Mission (daylight)	87%	W	
Carico di potenza totale del payload in modalità Mission (daylight)	19,65	W	
Carico di potenza totale in daylight	28,88	W	Somma del carico di potenza del payload in modalità Mission (daylight) e IDLE mode
Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	
Richiesta energetica totale in daylight	34,40	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	3,51	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	34,43	W-hr	
Energia solare in eccesso	0,03	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	3,51	W-hr	
DoD massima delle batterie	4,18%		

Bilancio energetico orbitale netto	-3,48	W-hr	
------------------------------------	-------	------	--

Tabella 16 – Budget energetico per orbita in modalità Mission (Dawn-Dusk SSO)

Budget energetico per orbita in modalità HP Mission (Dawn-Dusk SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza del Payload in modalità HP Mission	69,52	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle del payload in modalità HP Mission (daylight)	37%	W	
Carico di potenza totale del payload in modalità HP Mission (daylight)	19,50	W	
Carico di potenza totale in daylight	28,73	W	Somma del carico di potenza del payload in modalità HP Mission (daylight) e IDLE mode
Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	Equivalente al carico di potenza in IDLE mode
Richiesta energetica totale in daylight	34,22	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	3,51	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	34,43	W-hr	
Energia solare in eccesso	0,21	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	3,51	W-hr	
DoD massima delle batterie	4,18%		
Bilancio energetico orbitale netto	-3,30	W-hr	

Tabella 17 - Budget energetico per orbita in modalità HP Mission (Dawn-Dusk SSO)

Budget energetico per orbita in modalità Propulsion (Dawn-Dusk SSO)

Carico di potenza del propulsore in modalità Propulsion	22,76	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle del propulsore in modalità Propulsion (daylight)	100%	W	
Carico di potenza totale del propulsore in modalità Propulsion (daylight)	17,25	W	
Carico di potenza totale in daylight	26,48	W	Somma del carico di potenza del propulsore e IDLE mode

Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	Equivalente al carico di potenza in IDLE mode
Richiesta energetica totale in daylight	31,55	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	3,51	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	34,43	W-hr	
Energia solare in eccesso	2,88	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	3,51	W-hr	
DoD massima delle batterie	4,18%		
Bilancio energetico orbitale netto	-0,63	W-hr	

Tabella 18 – Budget energetico per orbita in modalità Propulsion (Dawn-Dusk SSO)

Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in daylight (Dawn-Dusk SSO)

<i>Data la LTAN 06:00, si prevedono tutti i contatti con G/S in daylight</i>			
	Valore	Unità	Note
Carico di potenza delle comunicazioni in banda S	18,97	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle delle comunicazioni in banda S (daylight)	8%	W	
Carico di potenza totale delle comunicazioni in banda S (daylight)	1,52	W	
Duty cycle delle comunicazioni in banda S (eclissi)	0%		
Carico di potenza totale delle comunicazioni in banda S (eclissi)	0,00	W	
Carico di potenza totale in daylight	10,75	W	
Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	
Richiesta energetica totale in daylight	12,80	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	3,51	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	30,96	W-hr	Durante il contatto non si ha generazione di energia da parte dei pannelli solari
Energia solare in eccesso	18,16	W-hr	

Energia totale prelevata dalle batterie	3,69	W-hr	
DoD massima delle batterie	4,40%		
Bilancio energetico orbitale netto	14,47	W-hr	

Tabella 19 – Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in daylight (Dawn-Dusk SSO)

Budget energetico per orbita in modalità IDLE (Dawn-Dusk SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza in modalità IDLE	9,23	W	
Richiesta energetica totale in daylight	11,00	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	3,51	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	34,43	W-hr	
Energia solare in eccesso	23,44	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	3,51	W-hr	
DoD massima delle batterie	4,18%		
Bilancio energetico orbitale netto	19,93	W-hr	

Tabella 20 – Budget energetico per orbita in modalità IDLE (Dawn-Dusk SSO)

Bilancio giornaliero in modalità Mission (Dawn-Dusk SSO)

	Valore	Unità	Note
Numero totale di orbite in un giorno	15		
Numero totale di orbite in modalità Mission	11		Mirato a massimizzare il tempo in modalità Mission
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Daylight)	4		Assunti 4 contatti avvenenti in daylight
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Eclissi)	0		
Numero totale di orbite in modalità IDLE	0		
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Mission	-38,25	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Downlink	57,87	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità IDLE	0,00	W-hr	
Bilancio energetico netto giornaliero	19,62	W-hr	

Numero massimo di orbite consecutive in modalità Mission	4,83		Limitato da DoD max 20%
--	------	--	-------------------------

Tabella 21- Bilancio giornaliero in modalità Mission (Dawn-Dusk SSO)

Bilancio giornaliero in modalità HP Mission (Dawn-Dusk SSO)

	Valore	Unità	Note
Numero totale di orbite in un giorno	15		
Numero totale di orbite in modalità HP Mission	11		Mirato a massimizzare il tempo in modalità HP Mission
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Daylight)	4		Assunti in media 4 contatti al giorno (tutti in daylight)
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Eclissi)	0		
Numero totale di orbite in modalità IDLE	0		
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità HP Mission	-36,32	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Downlink	57,87	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità IDLE	0,00	W-hr	
Bilancio energetico netto giornaliero	21,55	W-hr	
Numero massimo di orbite consecutive in modalità HP Mission	5,09		Limitato da DoD max 20%

Tabella 22 - Bilancio giornaliero in modalità HP Mission (Dawn-Dusk SSO)

Bilancio giornaliero in modalità Propulsion (Dawn-Dusk SSO)

	Valore	Unità	Note
Numero totale di orbite in un giorno	15		
Numero totale di orbite in modalità Propulsion	11		Mirato a massimizzare il tempo in modalità Propulsion
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Daylight)	4		Assunti in media 4 contatti al giorno (tutti in daylight)
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Eclissi)	0		
Numero totale di orbite in modalità IDLE	0		
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Propulsion	-6,89	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Downlink	57,87	W-hr	

Bilancio energetico netto per le orbite in modalità IDLE	0,00	W-hr	
Bilancio energetico netto giornaliero	50,98	W-hr	
Numero massimo di orbite consecutive in modalità Propulsion	30,11		Limitato da DoD max 20%

Tabella 23 – Bilancio giornaliero in modalità Propulsion (Dawn-Dusk SSO)

In base ai risultati appena mostrati, l'orbita Dawn-Dusk permette di sfruttare appieno le undici orbite operative disponibili giornalmente per ogni modalità operativa, fornendo sempre un bilancio energetico positivo giornaliero senza il bisogno di ricorrere ad orbite energetiche (intero periodo orbitale in modalità IDLE) per la ricarica delle batterie.

L'attività utile giornaliera percentuale, per ognuna delle modalità operative, risulta quindi:

- 63,8% per la modalità Mission
- 27,1% per la modalità HP Mission
- 73,3% per la modalità Propulsion

Valori ottenuti moltiplicando il numero di orbite operative sul totale giornaliero della modalità specifica per il suo duty cycle.

3.7.2 Analisi dell'orbita Mid-Morning

Per un'orbita Mid-Morning con LTAN 09:00 AM a 500km di altitudine, la durata massima dell'eclissi equivale a 34.6 minuti. Come menzionato in precedenza, si assume che per un'orbita Mid-Morning avvengano due contatti con la stazione di terra e due durante il periodo di eclissi.

Per tutte le orbite operative, il bilancio energetico netto al termine dell'orbita è negativo, con una DoD massima delle batterie equivalente al 7,38% per l'orbita in cui avviene il contatto con G/S durante il periodo di eclissi. I duty cycle ricavati, tali da garantire un bilancio energetico positivo all'inizio del periodo di eclissi sono:

- 69% per la modalità Mission
- 29% per la modalità HP Mission
- 90% per la modalità Propulsion

I risultati sono riportati nelle seguenti tabelle:

Orbita SSO Mid-Morning LTAN 09:00 AM

	Durata	Unità	% del totale	Note
Periodo orbitale	94,3	min	100,0%	A 500km di quota

Durata di daylight	59,7	min	63,3%	Assunto il worst-case del solstizio d'inverno
Durata di eclissi	34,6	min	36,7%	

Tabella 24 – Parametri dell'orbita Mid-Morning

Budget energetico per orbita in modalità Mission (Mid-Morning SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza del Payload in modalità Mission	29,79	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle del payload in modalità Mission (daylight)	69%	W	
Carico di potenza totale del payload in modalità Mission (daylight)	13,01	W	
Carico di potenza totale in daylight	22,24	W	Somma del carico di potenza del payload in modalità Mission e IDLE mode
Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	Equivalente al carico di potenza in IDLE mode
Richiesta energetica totale in daylight	22,13	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	5,32	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	22,18	W-hr	
Energia solare in eccesso	0,05	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	5,32	W-hr	
DoD massima delle batterie	6,34%		
Bilancio energetico orbitale netto	-5,27	W-hr	

Tabella 25 – Budget energetico per orbita in modalità Mission (Mid-Morning SSO)

Budget energetico per orbita in modalità HP Mission (Mid-Morning SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza del Payload in modalità HP Mission	69,52	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle del payload in modalità HP Mission (daylight)	29%	W	

Carico di potenza totale del payload in modalità HP Mission (daylight)	12,76	W	
Carico di potenza totale in daylight	21,99	W	Somma del carico di potenza del payload in modalità HP Mission e IDLE mode
Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	Equivalente al carico di potenza in IDLE mode
Richiesta energetica totale in daylight	21,88	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	5,32	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	22,18	W-hr	
Energia solare in eccesso	0,30	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	5,32	W-hr	
DoD massima delle batterie	6,34%		
Bilancio energetico orbitale netto	-5,02	W-hr	

Tabella 26 - Budget energetico per orbita in modalità Mission (Mid-Morning SSO)

Budget energetico per orbita in modalità Propulsion (Mid-Morning SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza del propulsore in modalità Propulsion	22,76	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle del propulsore in modalità Propulsion (daylight)	90%	W	
Carico di potenza totale del propulsore in modalità Propulsion (daylight)	12,97	W	
Carico di potenza totale in daylight	22,20	W	Somma del carico di potenza del propulsore e IDLE mode
Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	Equivalente al carico di potenza in IDLE mode
Richiesta energetica totale in daylight	22,08	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	5,32	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	22,18	W-hr	
Energia solare in eccesso	0,10	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	5,32	W-hr	
DoD massima delle batterie	6,34%		

Bilancio energetico orbitale netto	-5,22	W-hr	
------------------------------------	-------	------	--

Tabella 27 – Budget energetico per orbita in modalità Propulsion (Mid-Morning SSO)

Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in daylight (Mid-Morning SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza delle comunicazioni in banda S (RX+TX)	18,97	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle delle comunicazioni in banda S (daylight)	8%	W	
Carico di potenza totale delle comunicazioni in banda S (daylight)	1,52	W	
Duty cycle delle comunicazioni in banda S (eclissi)	0%		
Carico di potenza totale delle comunicazioni in banda S (eclissi)	0,00	W	
Carico di potenza totale in daylight	10,75	W	
Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	
Richiesta energetica totale in daylight	10,69	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	5,32	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	19,51	W-hr	Durante il contatto non si ha generazione di energia da parte dei pannelli solari
Energia solare in eccesso	8,81	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	5,51	W-hr	
DoD massima delle batterie	6,55%		
Bilancio energetico orbitale netto	3,31	W-hr	

Tabella 28 – Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in daylight (Mid-Morning SSO)

Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in eclissi (Mid-Morning SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza delle comunicazioni in banda S	18,97	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	

Duty cycle delle comunicazioni in banda S (daylight)	0%	W	
Carico di potenza totale delle comunicazioni in banda S (daylight)	0,00	W	
Duty cycle delle comunicazioni in banda S (eclissi)	8%		
Carico di potenza totale delle comunicazioni in banda S (eclissi)	1,52	W	
Carico di potenza totale in daylight	9,23	W	
Carico di potenza totale in eclissi	10,75	W	
Richiesta energetica totale in daylight	9,18	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	6,20	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	22,18	W-hr	
Energia solare in eccesso	13,00	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	6,20	W-hr	
DoD massima delle batterie	7,38%		
Bilancio energetico orbitale netto	6,80	W-hr	

Tabella 29– Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in eclissi (Mid-Morning SSO)

Budget energetico per orbita in modalità IDLE (Mid-Morning SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza in modalità IDLE	9,23	W	
Richiesta energetica totale in daylight	9,18	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	5,32	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	22,18	W-hr	
Energia solare in eccesso	13,00	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	5,32	W-hr	
DoD massima delle batterie	6,34%		
Bilancio energetico orbitale netto	7,68	W-hr	

Tabella 30 – Budget energetico per orbita in modalità IDLE (Mid-Morning SSO)

Bilancio giornaliero in modalità Mission (Mid-Morning SSO)

	Valore	Unità	Note
Numero totale di orbite in un giorno	15		
Numero totale di orbite in modalità Mission	8		Mirato a massimizzare il tempo in modalità Mission
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Daylight)	2		Assunti 2 contatti in daylight
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Eclissi)	2		Assunti 2 contatti in eclissi
Numero totale di orbite in modalità IDLE	3		
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Mission	-42,15	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Downlink	20,22	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità IDLE	23,03	W-hr	
Bilancio energetico netto giornaliero	1,09	W-hr	
Numero massimo di orbite consecutive in modalità Mission	3,19		Limitato da DoD max 20%

Tabella 31 – Bilancio giornaliero in modalità Mission (Mid-Morning SSO)

Bilancio giornaliero in modalità Mission HP (Mid-Morning SSO)

	Valore	Unità	Note
Numero totale di orbite in un giorno	15		
Numero totale di orbite in modalità HP Mission	8		Mirato a massimizzare il tempo in modalità HP Mission
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Daylight)	2		Assunti 2 contatti in daylight
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Eclissi)	2		Assunti 2 contatti in eclissi
Numero totale di orbite in modalità IDLE	3		
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità HP Mission	-40,17	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Downlink	20,22	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità IDLE	23,03	W-hr	
Bilancio energetico netto giornaliero	3,08	W-hr	
Numero massimo di orbite consecutive in modalità HP Mission	3,35		Limitato da DoD max 20%

Tabella 32 – Bilancio giornaliero in modalità Mission (Mid-Morning SSO)

Bilancio giornaliero in modalità Propulsion (Mid-Morning SSO)

	Valore	Unità	Note
Numero totale di orbite in un giorno	15		
Numero totale di orbite in modalità Propulsion	8		Mirato a massimizzare il tempo in modalità Propulsion
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Daylight)	2		Assunti 2 contatti in daylight
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Eclissi)	2		Assunti 2 contatti in eclissi
Numero totale di orbite in modalità IDLE	3		
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Propulsion	-41,79	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Downlink	20,22	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità IDLE	23,03	W-hr	
Bilancio energetico netto giornaliero	1,45	W-hr	
Numero massimo di orbite consecutive in modalità Propulsion	3,61		Limitato da DoD max 20%

Tabella 33 – Bilancio energetico giornaliero in modalità Propulsion (Mid-Morning SSO)

In base ai risultati appena mostrati, l'orbita Mid-Morning permette di sfruttare la maggior parte delle undici orbite operative disponibili giornalmente per ogni modalità operativa. Al fine di ottenere bilancio energetico positivo giornaliero netto è necessario ricorrere, per ognuna delle modalità, ad un totale di tre orbite energetiche (intero periodo orbitale in modalità IDLE) per la ricarica delle batterie.

L'attività utile giornaliera percentuale, per ognuna delle modalità operative, risulta quindi:

- 36,8% per la modalità Mission
- 15,4% per la modalità HP Mission
- 48,0% per la modalità Propulsion

Valori ottenuti moltiplicando il numero di orbite operative sul totale giornaliero della modalità specifica per il suo duty cycle.

3.7.3 Analisi dell'orbita Noon-Midnight

Per un'orbita Noon-Midnight con 500km di quota e LTAN 12:00 AM, la durata massima dell'eclissi equivale a 35.64 minuti. Come per l'orbita Mid-Morning, avvengono due contatti con la stazione di terra durante il periodo di daylight e due durante il periodo di eclissi.

Per tutte le orbite operative, il bilancio energetico netto al termine dell'orbita è negativo, con una DoD massima delle batterie equivalente al 7,60% per l'orbita in cui avviene il contatto con G/S durante il periodo di eclissi. I duty cycle ricavati, tali da garantire un bilancio energetico positivo all'inizio del periodo di eclissi sono:

- 39% per la modalità Mission
- 16% per la modalità HP Mission
- 51% per la modalità Propulsion

I risultati sono riportati nelle seguenti tabelle:

Orbita SSO Noon-Midnight LTAN 12:00 AM

	Durata	Unità	% del totale	Note
Periodo orbitale	94,3	min	100,0%	A 500km di quota
Durata di daylight	58,7	min	62,2%	Assunto il worst-case del solstizio d'inverno
Durata di eclissi	35,6	min	37,8%	

Tabella 34 – Parametri dell'orbita Noon-Midnight SSO

Budget energetico per orbita in modalità Mission (Noon-Midnight SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza del Payload in modalità Mission	29,79	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle del payload in modalità Mission (daylight)	39%	W	
Carico di potenza totale del payload in modalità Mission (daylight)	7,23	W	
Carico di potenza totale in daylight	16,46	W	Somma del carico di potenza del payload in modalità Mission e IDLE mode
Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	Equivalente al carico di potenza in IDLE mode
Richiesta energetica totale in daylight	16,09	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	5,48	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	16,55	W-hr	
Energia solare in eccesso	0,46	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	5,48	W-hr	
DoD massima delle batterie	6,53%		

Bilancio energetico orbitale netto	-5,02	W-hr	
------------------------------------	-------	------	--

Tabella 35 – Budget energetico per orbita in modalità Mission (Noon-Midnight SSO)

Budget energetico per orbita in modalità HP Mission (Noon-Midnight SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza del Payload in modalità HP Mission	69,52	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle del payload in modalità HP Mission (daylight)	16%	W	
Carico di potenza totale del payload in modalità HP Mission (daylight)	6,92	W	
Carico di potenza totale in daylight	16,15	W	Somma del carico di potenza del payload in modalità HP mission e IDLE mode
Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	Equivalente al carico di potenza in IDLE mode
Richiesta energetica totale in daylight	15,79	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	5,48	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	16,55	W-hr	
Energia solare in eccesso	0,76	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	5,48	W-hr	
DoD massima delle batterie	6,53%		
Bilancio energetico orbitale netto	-4,72	W-hr	

Tabella 36– Budget energetico per orbita in modalità HP Mission (Noon-Midnight SSO)

Budget energetico per orbita in modalità Propulsion (Noon-Midnight SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza del propulsore in modalità Propulsion	22,76	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle del propulsore in modalità Propulsion (daylight)	51%	W	
Carico di potenza totale del propulsore in modalità Propulsion (daylight)	7,22	W	
Carico di potenza totale in daylight	16,45	W	Somma del carico di potenza del propulsore e IDLE mode

Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	Equivalente al carico di potenza in IDLE mode
Richiesta energetica totale in daylight	16,08	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	5,48	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	16,55	W-hr	
Energia solare in eccesso	0,47	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	5,48	W-hr	
DoD massima delle batterie	6,53%		
Bilancio energetico orbitale netto	-5,02	W-hr	

Tabella 37 – Budget energetico per orbita in modalità Propulsion (Noon-Midnight SSO)

Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in daylight (Noon-Midnight SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza delle comunicazioni in banda S	18,97	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle delle comunicazioni in banda S (daylight)	8%	W	
Carico di potenza totale delle comunicazioni in banda S (daylight)	1,52	W	
Duty cycle delle comunicazioni in banda S (eclissi)	0%		
Carico di potenza totale delle comunicazioni in banda S (eclissi)	0,00	W	
Carico di potenza totale in daylight	10,75	W	
Carico di potenza totale in eclissi	9,23	W	
Richiesta energetica totale in daylight	10,51	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	5,48	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	14,52	W-hr	Durante il contatto non si ha generazione di energia da parte dei pannelli solari
Energia solare in eccesso	4,01	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	5,67	W-hr	

DoD massima delle batterie	6,74%		
Bilancio energetico orbitale netto	-1,65	W-hr	

Tabella 38 – Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in daylight (Noon-Midnight SSO)

Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in eclissi (Noon-Midnight SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza delle comunicazioni in banda S (RX+TX)	18,97	W	
Carico di potenza della modalità IDLE	9,23	W	
Duty cycle delle comunicazioni in banda S (daylight)	0%	W	
Carico di potenza totale delle comunicazioni in banda S (daylight)	0,00	W	
Duty cycle delle comunicazioni in banda S (eclissi)	8%		
Carico di potenza totale delle comunicazioni in banda S (eclissi)	1,52	W	
Carico di potenza totale in daylight	9,23	W	
Carico di potenza totale in eclissi	10,75	W	
Richiesta energetica totale in daylight	9,02	W-hr	
Richiesta energetica totale in eclissi	6,39	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	16,55	W-hr	
Energia solare in eccesso	7,53	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	6,39	W-hr	
DoD massima delle batterie	7,60%		
Bilancio energetico orbitale netto	1,14	W-hr	

Tabella 39 – Budget energetico per orbita in modalità Downlink con contatto in eclissi (Noon-Midnight SSO)

Budget energetico per orbita in modalità IDLE (Noon-Midnight SSO)

	Valore	Unità	Note
Carico di potenza in modalità IDLE	9,23	W	
Richiesta energetica totale in daylight	9,02	W-hr	

Richiesta energetica totale in eclissi	5,48	W-hr	
Energia generata dai pannelli solari	16,55	W-hr	
Energia solare in eccesso	7,53	W-hr	
Energia totale prelevata dalle batterie	5,48	W-hr	
DoD massima delle batterie	6,53%		
Bilancio energetico orbitale netto	2,04	W-hr	

Tabella 40 – Budget energetico per orbita in modalità IDLE (Noon-Midnight SSO)

Bilancio giornaliero in modalità Mission (Noon-Midnight SSO)

	Valore	Unità	Note
Numero totale di orbite in un giorno	15		
Numero totale di orbite in modalità Mission	3		Mirato a massimizzare il tempo in modalità Mission
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Daylight)	2		Assunti 2 contatti in daylight
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Eclissi)	2		Assunti 2 contatti in eclissi
Numero totale di orbite in modalità IDLE	8		
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Mission	-15,06	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Downlink	-1,03	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità IDLE	16,34	W-hr	
Bilancio energetico netto giornaliero	0,25	W-hr	
Numero massimo di orbite consecutive in modalità Mission	3,35		Limitato da DoD max 20%

Tabella 41 – Bilancio giornaliero in modalità Mission (Noon-Midnight SSO)

Bilancio giornaliero in modalità HP Mission (Noon-Midnight SSO)

	Valore	Unità	Note
Numero totale di orbite in un giorno	15		
Numero totale di orbite in modalità HP Mission	3		Mirato a massimizzare il tempo in modalità HP Mission
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Daylight)	2		Assunti 2 contatti in daylight

Numero totale di orbite in modalità Downlink (Eclissi)	2		Assunti 2 contatti in eclissi
Numero totale di orbite in modalità IDLE	8		
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità HP Mission	-14,16	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Downlink	-1,03	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità IDLE	16,34	W-hr	
Bilancio energetico netto giornaliero	1,15	W-hr	
Numero massimo di orbite consecutive in modalità HP Mission	3,56		Limitato da DoD max 20%

Tabella 42– Bilancio giornaliero in modalità HP Mission (Noon-Midnight SSO)

Bilancio giornaliero in modalità Propulsion (Noon-Midnight SSO)

	Valore	Unità	Note
Numero totale di orbite in un giorno	15		
Numero totale di orbite in modalità Propulsion	3		Mirato a massimizzare il tempo in modalità Propulsion
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Daylight)	2		Assunti 2 contatti in daylight
Numero totale di orbite in modalità Downlink (Eclissi)	2		Assunti 2 contatti in eclissi
Numero totale di orbite in modalità IDLE	8		
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Propulsion	-15,05	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità Downlink	-1,03	W-hr	
Bilancio energetico netto per le orbite in modalità IDLE	16,34	W-hr	
Bilancio energetico netto giornaliero	0,27	W-hr	
Numero massimo di orbite consecutive in modalità Propulsion	3,76		Limitato da DoD max 20%

Tabella 43 – Bilancio giornaliero in modalità Propulsion (Noon-Midnight SSO)

In base ai risultati appena mostrati, l'orbita Noon-Midnight si dimostra essere il caso più sfavorevole, dove la maggior parte delle undici orbite operative disponibili devono essere impiegate in modalità IDLE. Difatti, al fine di ottenere bilancio energetico positivo giornaliero netto, è necessario ricorrere, per ognuna delle modalità, ad un totale di otto orbite energetiche (intero periodo orbitale in modalità IDLE) per la ricarica delle batterie.

L'attività utile giornaliera percentuale, per ognuna delle modalità operative, risulta quindi:

- 5,2% per la modalità Mission

- 2,1% per la modalità HP Mission
- 6,8% per la modalità Propulsion

Valori ottenuti moltiplicando il numero di orbite operative sul totale giornaliero della modalità specifica per il suo duty cycle.

3.8 Considerazioni sui risultati

I risultati dell'analisi effettuata mostrano come l'orbita Dawn-Dusk sia la più favorevole in termini energetici e periodo di operatività del satellite, potendo contare per la ricarica delle batterie direttamente sulle orbite in modalità Downlink che, fornendo un bilancio netto positivo al termine dell'orbita, riescono a sostenere la richiesta energetica delle altre modalità. L'orbita Mid-Morning rappresenta ancora una soluzione accettabile, in quanto riesce comunque a fornire delle buone prestazioni in termini energetici e tempo di operatività, con la necessità di effettuare un contenuto numero di orbite energetiche al fine di ottenere un bilancio giornaliero positivo. L'orbita Noon-Midnight invece fornisce delle prestazioni relativamente basse, difatti la maggior parte delle orbite deve essere dedicata al sostentamento energetico dei sottosistemi. Prendendo ad esempio la modalità Propulsion, ossia quella con minor richiesta energetica tra quelle analizzate, la percentuale di impiego giornaliera è del 6,8% contro il 48,0% dell'orbita Mid-Morning e il 73,3% dell'orbita Dawn-Dusk. Risulta chiaro come questa tipologia di LTAN è quella più sfavorevole.

Il fattore chiave che ha influenzato maggiormente le prestazioni delle diverse LTAN è il coefficiente di riduzione di potenza media data dal tempo di eclissi e puntamento dei pannelli (mostrato in Tabella 14), difatti il coefficiente fornisce una riduzione del 30% nel caso dell'orbita Dawn-Dusk, valore che non inficia particolarmente sulle prestazioni generali. Diverso è il discorso per le altre due LTAN, una riduzione del 46% nel caso dell'orbita Mid-Morning e del 59% nel caso della Noon-Midnight rendono la generazione di energia da parte dei pannelli decisamente più difficoltosa, imponendo quindi un numero molto maggiore di orbite dedicate solamente alla raccolta di energia solare.

Conclusioni

Ricapitolando il lavoro svolto nella tesi appena presentata, si è mostrato il procedimento necessario alla valutazione preliminare di massa e consumo energetico da parte dei sottosistemi dei satelliti impiegati nella missione spaziale Innovator. Si è discusso di come le modalità operative previste durante l'arco della missione, come l'impiego del payload per effettuare rilevazioni scientifiche di gravity science e occultazione atmosferica, l'utilizzo di un propulsore che possa efficacemente portare a termine le manovre orbitali previste e i contatti con le stazioni di terra per effettuare down/up-link dei dati, debbano essere soggette ad un accurato studio al fine di garantire il successo della missione.

Difatti, le operazioni sopra citate rappresentano i fattori chiave su cui si basano il dimensionamento dei pannelli solari e del pacco di batterie, per generare e distribuire l'energia necessaria al funzionamento dei sottosistemi, la massa di propellente, per effettuare con margine di sicurezza le manovre orbitali e il rispetto generale della filosofia di margine imposta da ESTEC per rientrare nei limiti imposti su massa e potenza.

Di fondamentale importanza inoltre, per quanto concerne la valutazione dell'Energy Budget, è stato l'effettuare un'attenta analisi sulla tipologia di orbita nella quale i satelliti dovranno operare durante tutto l'arco della missione. I parametri più importanti come la LTAN, la durata media e di picco delle eclissi distribuite durante il corso di un anno, l'efficienza di conversione dell'energia, la valutazione del beta angle e l'effettiva area illuminata delle celle, rappresentano ulteriori fattori sui quali basare il dimensionamento dei pannelli solari, il numero e la capacità delle batterie, in modo tale da avere la certezza di possedere un apporto costante di energia elettrica ai sottosistemi del satellite per l'intera missione.

Infine, riassumendo i risultati delle analisi effettuate si può constatare che:

- **Mass Budget:** la massa complessiva del satellite, somma della massa dei singoli sottosistemi presenti compresi i margini di sicurezza più massa del propellente, rientra all'interno del limite massimo di 12 kg imposto dalle specifiche dello standard CubeSat 6U..
- **Energy Budget:** partendo dallo studio dell'orbita sulla quale opereranno i satelliti, l'analisi effettuata mostra come l'effettiva area delle celle solari illuminate dai raggi provenienti dal Sole sia un parametro preponderante che porta ad una sensibile riduzione, nel caso delle orbite Mid-Morning e Noon-Midnight, del duty cycle nelle quali operare in modalità Mission, HP Mission o Propulsion. Si dimostra quindi chiara la preferenza verso l'orbita Dawn-Dusk in quanto fornisce le migliori condizioni di illuminazione e, quindi, di operatività del satellite, al fine di effettuare le rilevazioni scientifiche di occultazione atmosferica e gravity science e le manovre orbitali previste.

5.1 Sviluppi futuri

Attualmente la missione Innovator si colloca in una fase preliminare nella quale è necessario verificare la fattibilità dell'allocazione ed alimentazione dei vari sottosistemi ospitati all'interno della piattaforma satellitare scelta, ossia un CubeSat 6U. L'impiego di un innovativo payload come l'ISL-

T rappresenta una grande opportunità per lo studio dei corpi celesti che popolano il nostro Sistema Solare e, in caso dell'augurato successo, la missione Innovator rappresenterà un passo fondamentale verso il raggiungimento di questo obiettivo.

Bibliografia

- [1] B. Weber, «Orbital Mechanics & Astrodynamics,» [Online]. Available: <https://orbital-mechanics.space/orbital-maneuvers/phasing-maneuvers.html>.
- [2] CIRI-AERO, Thales Alenia Space, IMT, Planetek, Politecnico di Bari, «Proposta tecnica Innovator,» Forlì, Roma, Bari, 2023.
- [3] S.-P. & D.-T. staff, «sci.esa.int,» 15 06 2012. [Online]. Available: https://sci.esa.int/documents/34375/36249/1567260131067-Margin_philosophy_for_science_assessment_studies_1.3.pdf.
- [4] VACCO Industries, «Cubesat Propulsion,» 2024. [Online]. Available: <https://cubesat-propulsion.com/propulsion-unit/>.
- [5] A. C. G. P. P. F. Dario Modenini, «Technical Budgets,» Forlì, 2024.
- [6] D. C. F. Khary I. Parker, «Propulsion System,» Greenbelt, MD, United States of America, 2024.
- [7] D. M. IMT, «Proposta Power Budget,» Forlì, Roma, 2024.
- [8] P. T. Dario Modenini, «Final Conops,» Forlì, 2024.
- [9] Endurosat, «6U deployable solar array,» 2024. [Online]. Available: <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-solar-panels/6u-deployable-solar-array/>.
- [10] W. J. James R. Wertz, Space Mission Analysis and Design, Springer, 1999.
- [11] A. C. D. M. Eliseo Stollo, «CUSP Preliminary Technical Budget,» Forlì, 2023.