

POLITECNICO DI TORINO



FACOLTÀ DI INGEGNERIA

TESI MAGISTRALE DI INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Analisi termostrutturale di un sistema ridotto di propulsione a ioni per la sua validazione in orbita

Relatore:

Prof. Lorenzo CASALINO

Tutor:

Ing. Mario PESSANA

Autore:

Corrado GARELLO

Aprile 2020

Ringraziamenti

Innanzitutto vorrei ringraziare il Prof. Lorenzo Casalino che ha accettato di essere mio relatore fornendomi diversi strumenti per portare a termine questa tesi.

Un enorme ringraziamento va soprattutto all'Ing. Mario Pessana, preziosissimo tutor, che mi ha proposto questo lavoro a conclusione del mio periodo universitario, permettendomi di esplorare numerosi ambiti della progettazione spaziale.

Ringrazio inoltre l'Ing. Domenico Battaglia che mi ha introdotto all'analisi termica dei satelliti dimostrandosi sempre disponibile a qualsiasi chiarimento.

Ringrazio tutti i dipendenti di Thales Alenia Space Italia ed in particolare Miri, Fede, Pier, Alme, Michi e soprattutto Luca. Loro mi hanno aiutato e consigliato a proposito dell'analisi modale, ma mi hanno soprattutto trasmesso l'importanza di vivere un'ambiente all'insegna dell'empatia e dei numerosi caffè.

Un enorme ringraziamento ai miei genitori e al resto della famiglia che mi hanno sostenuto in questi anni nei momenti migliori ed in quelli peggiori stimolandomi ed invogliandomi a non mollare.

Frequentando in questi anni la Facoltà, ho conosciuto coloro che sono poi diventati i miei compagni di corso, il mio riferimento primario nel mio percorso universitario. Insieme abbiamo studiato, sudato, gioito e condiviso parecchie ore. Grazie a tutti voi!

Ringrazio inoltre tutti i miei amici di sempre; riportare tutti i loro nomi richiederebbe un lungo elenco. Con loro ho condiviso parte della mia vita e delle mie esperienze. Mi hanno accompagnato e supportato in modo particolare nei momenti più difficili, rendendoli meno gravosi. Vi ringrazierò uno ad uno di persona.

Per concludere una dedica a Fil che vorrei fosse ancora tra noi a divertirsi e a divertirci, a correre dietro una palla rotolante in costume da bagno e a prendersela con gli altri giocatori. Mi mancherai.

II

Ad astra per aspera,

Corrado

Sommario

Il seguente lavoro di tesi rappresenta la fase preliminare dello studio di una missione orbitale dimostrativa di un sistema di propulsione a ioni svolto presso l'azienda Thales Alenia Space Italia nello stabilimento di Torino.

L'obiettivo iniziale è definire la possibile configurazione interna che questo payload avrebbe limitando il più possibile gli ingombri in modo da poter contenere tutti gli elementi all'interno di un CubeSat del volume pari a 6U. Per questo studio, infatti, ci si è basati su configurazioni di microsatelliti esistenti e su componenti di serie limitando il più possibile la necessità di dispositivi prodotti appositamente il cui utilizzo è tuttavia inevitabile in quanto al momento i requisiti necessari richiesti da alcuni componenti non trovano riscontro tra i prodotti di serie. Inoltre, per i micropropulsori, che per necessità funzionali saranno alloggiati esternamente al microsatellite, si rende necessaria la creazione di un supporto che ne permetta l'ancoraggio e la capacità di trasmettere la spinta al veicolo. Proprio questo supporto è stato oggetto di analisi modali utilizzando strumenti come Femap e Nastran per verificare che rispecchi i requisiti di frequenza imposti.

Infine si è effettuata un'analisi termica, utilizzando ESATAN-TMS, per verificare se i componenti facenti parte del sistema di propulsione del payload, inserito in un ipotetico microsatellite, rientrano nei requisiti di qualifica, considerando i parametri di design di controllo termico introdotti, o sia necessario rivedere gli aspetti di protezione termica o i livelli di qualifica delle unità.

Parole chiave: CubeSat, analisi modale, analisi termica, configurazione interna di microsatellite, ESATAN-TMS, Femap, Nastran.

Abstract

This work, conducted at the Turin facility of Thales Alenia Space Italia, is the preliminary phase study of an in-orbit demonstrator to validate an ion propulsion system.

The first goal is the definition of the internal configuration of the payload in order to reduce the occupied volume of the internal components so the spacecraft itself does not exceed a 6U CubeSat volume. The internal configuration of other existing or future S/Cs and CubeSats has been considered in order to define the microsatellite configuration and as many COTS components as possible have been taken into account due to the intention of reducing size and costs. However, not all the components can be found among the off-the-shelf ones due to the non correspondance of the required S/C components' requirements with the COTS ones found for sale. Moreover, it has been decided, due functional needs, to locate the microengines outside the S/C so a bracket is needed in order to lock the engines in position and allow them to thrust the S/C. A modal analysis has been conducted to verify the frequency of the bracket matches the required frequency.

Finally, a thermal analysis has been carried out thanks to ESATAN-TMS to analyse the thermal variation of the ion propulsion components to understand the eventuality of changes in the S/C or the necessity of some components' new qualification.

Key words: CubeSat, modal analysis, thermal analysis, S/C internal configuration, ESATAN-TMS, Femap, Nastran.

Indice

Elenco delle figure	XI
Elenco delle tabelle	XV
1 Introduzione	1
I Premesse Teoriche	5
2 Cenni di Propulsione Elettrostatica	7
2.1 I tipi di propulsione elettrica	7
2.2 Electric Propulsion System (EPS)	9
3 Teoria FEM ed analisi modale	13
3.1 Finite Element Method	13
3.2 Sistema S-DOF	14
3.2.1 Sistema in assenza di smorzamento e forzante	15
3.3 Sistema M-DOF	16
3.3.1 Sistema M-DOF in assenza di smorzamento e forzante	17
3.4 Approccio modale	20
3.4.1 Riduzione di sistema statico	20
4 Cenni di teoria di ESATAN-TMS	23
4.1 Creazione del modello geometrico	24
4.1.1 Creazione delle proprietà	24
4.1.2 Creazione della geometria	26
4.2 GL: Conduttori lineari	28
4.3 Caso radiativo	30
4.3.1 GR: Conduttori radiativi	31
4.4 Caso di analisi termica	31
4.4.1 Condizioni al contorno	32
4.5 Post-processazione	32

II	Configurazione ed Analisi	35
5	Configurazione di microsatellite	37
5.1	Lunar IceCube	39
5.2	Configurazione interna	40
5.2.1	Serbatoio	42
5.2.2	PPU	42
5.2.3	ADCS	43
5.2.4	Sensori neutralizzazione	44
5.2.5	Batterie	44
5.2.6	OBC	45
5.2.7	Telecomunicazioni	45
5.2.8	Propulsori	45
5.2.9	RFG	46
5.3	Power Budget	46
5.3.1	Pannelli solari	47
5.4	Mass Budget	49
6	Creazione di supporti ed analisi modale	51
6.1	Prime tre versioni del supporto	51
6.1.1	Creazione dei modelli	51
6.1.2	Analisi dei modelli	55
6.2	Bracket longitudinale 3	63
6.3	Analisi del supporto ruotato versione C e D	68
6.4	Bracket ruotato versione V	73
7	Analisi termica	81
7.1	Creazione del modello	81
7.1.1	Creazione della geometria e scelta delle proprietà	81
7.1.2	Conduttori lineari	84
7.1.3	Analisi radiativa	87
7.1.4	Analisi Termica	90
7.2	Modifica GL	90
7.3	Analisi orbitale transient	95
7.3.1	Orbita di un giorno	98
7.3.2	Accensione limitata	98
7.3.3	Orbita senza eclissi	102
7.4	Scelta dell'assetto	104
7.4.1	Spessore del Kapton	104
7.4.2	True Sun - Anti True Sun	106
7.5	Vari tentativi di accensione	109

7.5.1	Accensione per 1800 s	109
7.5.2	Accensione per 3600 s	109
7.5.3	Dissipazione continua di 5 W	114
8	Conclusioni	115
A	Legge di Child-Langmuir	119
B	Calcolo GL attraverso bullone	123
	Bibliografia	127

Elenco delle figure

1.1	Rappresentazione artistica del satellite GOCE	2
2.1	Schema di un EPS	9
2.2	Esempio di Thruster Assembly	10
2.3	Sezione di un catodo cavo usato come neutralizzatore	11
2.4	Power Processing Unit (PPU)	12
3.1	Sistema S-DOF	15
3.2	Sistema M-DOF	17
4.1	Scambio termico radiativo	26
5.1	Esempio di alloggiamento di payload secondario	38
5.2	Lunar IceCube	39
5.3	Componenti interni del Lunar IceCube	40
5.4	Configurazione interna di partenza del dimostratore orbitale	41
5.5	Configurazione esterna di partenza del dimostratore orbitale	41
5.6	Rappresentazione grafica dell'RFG generata sul software <i>CATIA</i>	46
5.7	Immagini del microsatellite con pannelli solari dispiegati	48
6.1	Prime tre ipotesi di supporto per micropropulsori	52
6.2	Prime tre versioni del supporto per micropropulsori	53
6.3	Confronto dei tre supporti meshati con elementi bidimensionali e tridimensionali	56
6.4	Vista laterale di <i>Bracket_long1</i> con in evidenza gli spessori delle piastre	58
6.5	Vista laterale di <i>Bracket_long2</i> con in evidenza gli spessori delle piastre	58
6.6	Vista laterale di <i>Bracket_rot</i> con in evidenza gli spessori delle piastre	59
6.7	Immagine del <i>Bracket_long3</i> senza appendici laterali	63
6.8	Immagine del <i>Bracket_long3</i> con appendici laterali	64

6.9	Immagini <i>Bracket_long3</i> sul microsatelli con l'RFG ed i connettori inseriti	65
6.10	Dettaglio dell'elemento <i>RBE2</i> dei fori della piastra di appoggio dei micropropulsori	67
6.11	Vista laterale del <i>Bracket_long3</i> con elementi <i>RBE2</i> per collegare i C.M. di micropropulsori ed RFG. Si nota la traslazione del C.M dell'RFG dovuta all'interferenza connettore-supporto	67
6.12	<i>Bracket_rot_C</i> meshato	69
6.13	Vista di foro della piastra di appoggio con e senza uso di strumento <i>washer</i>	70
6.14	Grafico con valori di frequenza per <i>Bracket_rot_C</i> e <i>Bracket_rot_D</i>	72
6.15	Immagini del <i>Bracket_rot_N</i> in versione <i>CAD</i> e <i>FEM</i>	74
6.16	Grafico con andamenti di frequenza modale per i quattro materiali per il <i>Bracket_rot_N</i>	75
6.17	Grafico con andamenti di frequenza modale per i quattro materiali per il <i>Bracket_rot_U</i>	78
6.18	Grafico con andamenti di frequenza modale per i quattro materiali per il <i>Bracket_rot_V</i>	78
6.19	Immagine di deformata del supporto e risultati del file di testo	79
7.1	Immagini del microsatellite generato per l'analisi termica	82
7.2	Immagine del supporto	83
7.3	Attività delle superfici del microsatellite	85
7.4	Immagini del microsatellite indicative delle diverse proprietà fornite alle varie superfici	86
7.5	Esempio di caso radiativo orbitale	88
7.6	Immagini del View Factor e del Radiative Exchange Factor dal microsatellite verso l'ambiente	89
7.7	Immagini della temperatura di equilibrio dell'analisi termica Enclosure del microsatellite	91
7.8	Immagini della PPU e dell'RFG prima e dopo la creazione delle interfacce conduttive	92
7.9	Scatola del microsatellite prima e dopo la generazione delle interfacce conduttive	94
7.10	Dettaglio della sovrapposizione del propulsore sulla piastra di appoggio del supporto	95
7.11	<i>User-Defined Conductors</i> tra supporto ed RFG	96
7.12	Immagini della temperatura di equilibrio dell'analisi termica Enclosure del microsatellite dopo l'inserimento delle interfacce conduttive	97
7.13	Grafici con variazione di temperatura per caso orbitale	99

7.14	Dettaglio del microsatellite successivo all'inserimento di una zona radiativa a contatto con la base della PPU	101
7.15	Grafico con gli andamenti della temperatura nel caso di accensione limitata a 1800 s all'inizio o alla fine dell'eclissi	102
7.16	Grafici con variazione di temperatura di tutti i nodi della PPU per orbita con e senza eclissi	103
7.17	Grafici con variazione di temperatura della PPU e del nodo 241 per orbita a 500 Km e 88°, assetto <i>True Sun</i> , con e senza eclissi per verificare differenza tra i due strati di Kapton	105
7.18	Grafici con differente variazione di temperatura per caso con e senza eclissi per il nodo 219 dell'RFG in caso di due diversi strati di Kapton	106
7.19	Grafici con differente variazione di temperatura tra assetto <i>True Sun</i> e <i>Anti True Sun</i> per il nodo 241 della PPU e 219 dell'RFG	108
7.20	Grafici con variazione di temperatura per i nodi di PPU ed RFG in caso di accensione limitata a 1800 s	110
7.21	Grafici con variazione di temperatura per i nodi di PPU ed RFG in caso di accensione limitata a 3600 s	111
7.22	Grafici che mostrano l'intervallo di variazione della temperatura dei nodi di PPU ed RFG per accensione di 1800 s con margine di 10° C	112
7.23	Grafici che mostrano l'intervallo di variazione della temperatura dei nodi di PPU ed RFG per accensione di 3600 s con margine di 10° C	113
7.24	Differenza di variazione di temperatura tra nodo 241 di PPU acceso in continuazione con dissipazione di 5 W e spento	114
B.1	Schematizzazione del bullone che collega le due piastre con visibili in grigio i washer	124

Elenco delle tabelle

4.1	Tabella delle condizioni al contorno di ESATAN-TMS	33
5.1	Tabella con dati relativi ai quattro ADCS disponibili	43
5.2	Peak Power Budget	47
5.3	Dry Mass Budget	49
6.1	Tabella con riportati i valori caratteristici dei materiali usati per le analisi modali	57
6.2	Tabella dei valori di prima frequenza modale non rigida per i tre supporti con elementi tridimensionali	57
6.3	Tabella con visualizzazione dello spessore delle superfici del supporto <i>Bracket_long1</i> mostrato in Figura 6.4 per come sono state fornite nel caso 2D	57
6.4	Tabella con visualizzazione dello spessore delle superfici del supporto <i>Bracket_long2</i> mostrato in Figura 6.5 per come sono state fornite nel caso 2D	58
6.5	Tabella con visualizzazione dello spessore delle superfici del supporto <i>Bracket_rot</i> mostrato in Figura 6.6 per come sono state fornite nel caso 2D	59
6.6	Tabella dei valori di prima frequenza modale non rigida per i tre supporti con elementi bidimensionali	60
6.7	Tabella con gli errori percentuali tra il caso 2D ed il rispettivo caso 3D	61
6.8	Tabella che mostra la differenza di volume tra il caso 2D e 3D	62
6.9	Tabella con riportati la versione del <i>Bracket_long3</i> con eventuale appendice, valore di frequenza modale e volume	66
6.10	Coordinate del centro di massa per RFG e micropropulsori . .	66
6.11	Tabella con riportati i valori caratteristici dei materiali usati per l'analisi modale del <i>Bracket_rot_C</i> e <i>Bracket_rot_D</i>	68
6.12	Tabella con valori di frequenza modale per <i>Bracket_rot_C</i> e <i>Bracket_rot_D</i>	71

6.13	Tabella con errore percentuale della frequenza tra due successivi casi per <i>Bracket_rot_C</i> e <i>Bracket_rot_D</i>	71
6.14	Tabella con evoluzioni del <i>Bracket_rot</i> con valori di frequenza modale e volume	75
6.15	Tabella con valori di frequenza modale per <i>Bracket_rot_N</i> , <i>Bracket_rot_U</i> e <i>Bracket_rot_V</i>	76
6.16	Tabella con errore percentuale della frequenza modale tra due successivi casi per <i>Bracket_rot_N</i> , <i>Bracket_rot_U</i> e <i>Bracket_rot_V</i>	77
7.1	Tabella con le proprietà <i>Bulk</i> usate nell'analisi termica	84
7.2	Tabella con le proprietà <i>Termo-Ottiche</i> usate nell'analisi termica	84
7.3	Tipo di condizioni al contorno e valore della C.C. per PPU, RFG e micropropulsori	90
7.4	Temperatura dei singoli nodi dell'RFG e della PPU per il caso <i>Enclosure</i>	93
7.5	Tabella con valori di GL per i vari nodi del supporto a contatto con l'RFG, per il contatto supporto-micropropulsori e supporto-box	96
7.6	Tabella con i valori di temperatura massima e minima raggiunti dall'RFG e dalla PPU in caso o meno di accensione dei componenti	100
7.7	Temperature massime e minime raggiunte dal microsatellite nel caso in Figura 7.15 e tempo in cui quel valore è stato raggiunto	101
7.8	Valore delle proprietà <i>Termo-Ottiche</i> dei due strati di Kapton	104
7.9	Tabella con temperatura massima e minima della PPU e dell'RFG per i vari casi di assetto e orbita	107

Acronimi

ADCS Attitude Determination and Control System

BOL Begin Of Life

CAD Computer-Aided Design

C.C. Condizioni al Contorno

DOF Degree of Freedom

EPS Electric Propulsion System

EOL End Of Life

FEM Finite Element Method

GDL Grado Di Libertà

GIE Gridded Ion Engine

LEO Low-Earth Orbit

M-DOF Multiple-DOF

OBC On-Board Computer

PPU Power Processing Unit

REF Radiative Exchange Factor

RFG Radio-Frequency Generator

S/C Spacecraft

S-DOF Single-DOF

TA Thruster Assembly

VF View Factor

Capitolo 1

Introduzione

Dato il grande interesse della comunità scientifica mondiale per ciò che concerne il campo gravitazionale terrestre ed anche la necessità di avere modelli più aggiornati l'ESA, European Space Agency, sulla scia delle missioni CHAMP (CHallenging Minisatellite Payload) e GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment) nel Marzo 2009, ha lanciato la missione GOCE (Gravity field and steady-state Ocean Circulation Explorer) dal cosmodromo di Plesetsk in Russia. Scopo di questa missione era fornire dati sulla variazione spaziale e temporale del campo gravitazionale terrestre in modo da determinarne le anomalie ed in più delineare con maggiore precisione il modello del geoide della Terra, ossia la superficie di potenziale gravitazionale equivalente che segue un'ipotetica superficie dell'oceano a riposo, quindi senza la presenza di maree o correnti, con una precisione tra 1 e 2 cm [10].

Perchè questa missione avesse successo è stata fondamentale la sinergia tra il payload per le rilevazioni, un gradiometro di gravità - Electrostatic Gravity Gradiometer (EGG) - di elevatissima precisione, ed il sistema di propulsione e controllo d'assetto del satellite Drag-Free Attitude and orbit Control System (DFACS) che ha permesso di bilanciare costantemente la resistenza atmosferica percepita alla bassa quota operativa attraverso il motore primario QinetiQ T5 mk V [8, 21] e dei torquer magnetici.

Rilevando il campo gravitazionale terrestre percorrendo un'orbita eliosincrona quasi circolare, quasi polare, ad un'inclinazione di 96.5° , ad una quota di circa 260 Km, inizialmente il satellite avrebbe dovuto interrompere le sue misurazioni nell'Aprile 2011. Tuttavia, grazie allo stato dello S/C ed alle condizioni favorevoli, la missione è stata prolungata fino al Novembre 2013, quando il satellite è stato passivato e deorbitato [4, 18].

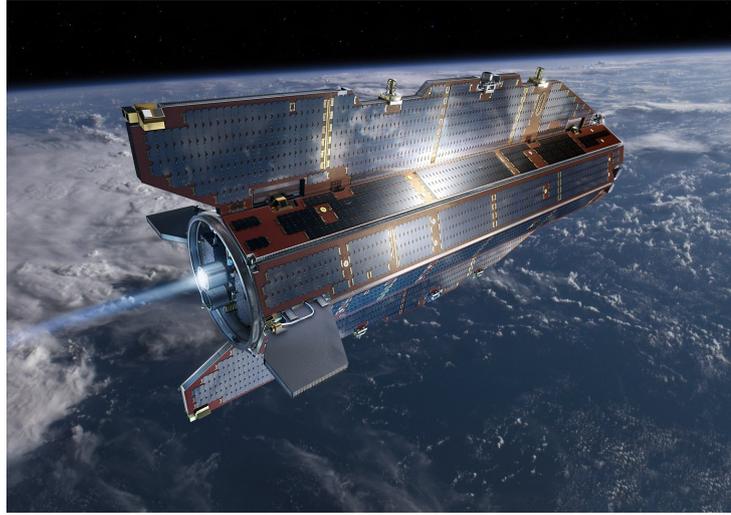


Figura 1.1: Rappresentazione artistica del satellite GOCE [1]

L'interesse e la necessità di rilevazioni sempre più precise del campo gravitazionale terrestre non sono scemate e per questo motivo nel 2018 è stato immesso in orbita il successore della missione GRACE, ossia GRACE Follow-On (GRACE-FO). L'ESA, da parte sua, è intenzionata a fare lo stesso e si aspetta di mandare in orbita la sua missione per la fine di questo decennio. Di conseguenza è intenzionata ad utilizzare tecnologie innovative sia riguardanti il payload sia riguardanti la propulsione della missione. Vi è quindi la necessità di testare queste innovazioni prima dell'inizio della missione per verificarne il corretto funzionamento in ambiente spaziale attraverso dei test in orbita in modo da integrarli successivamente sulla missione finale. Questi test verrebbero però effettuati su satelliti di dimensioni contenute facenti parte della categoria dei CubeSat perchè possono essere lanciati come payload secondario permettendo un forte risparmio in termini di costi di lancio.

Il seguente lavoro di tesi vuole analizzare uno di questi test che si andrà ad effettuare e che, nello specifico, riguarderà i micro-propulsori a ioni che saranno installati sulla futura missione ESA. Questo verrà effettuato a quote differenti e verificando diverse modalità operative. Verranno accese le unità elettroniche che permettono ai propulsori di funzionare a potenze variabili seguendo una sequenza predefinita. Nello specifico lo scopo del test sarà validare le caratteristiche del sistema propulsivo e del singolo motore in ambiente operativo e verificare il loro adeguato funzionamento e la corretta neutralizzazione del fascio di ioni uscente attraverso l'utilizzo di specifiche attrezzature.

Il seguente lavoro di tesi si propone di:

- ideare la configurazione interna del sistema di propulsione che verrà usato come payload per i test di validazione;
- creare ed analizzare un supporto su cui alloggiare i propulsori;
- effettuare un'analisi termica dei componenti del sistema propulsivo del satellite.

La seguente tesi è suddivisa in due parti: una prima parte per la descrizione teorica della propulsione e dei software utilizzati e una seconda parte per la descrizione della configurazione interna del microsatellite e le analisi effettuate. Di seguito viene riportata la divisione dei capitoli:

Capitolo 2 è una introduzione ai principi della propulsione elettrica. La prima parte fornisce una veduta dei diversi tipi di propulsione esistenti attualmente con i diversi tipi di propulsore. Successivamente vi è la descrizione di un generale sistema di propulsione per un satellite;

Capitolo 3 fornisce una spiegazione delle teorie matematiche che permettono lo sfruttamento di solutori per le analisi strutturali, in questo caso l'analisi modale, e la teoria del Finite Element Method (FEM);

Capitolo 4 fornisce una generale descrizione della teoria per il funzionamento del codice commerciale per l'analisi termica di ESATAN-TMS;

Capitolo 5 descrive i modelli presi come riferimento e le informazioni utilizzate per la definizione della configurazione interna del microsatellite da studiare;

Capitolo 6 mostra la creazione del supporto per i propulsori, la sua modellazione in funzione dello spazio disponibile e la sua analisi modale per verificarne l'adeguatezza con i relativi commenti sull'evoluzione del modello in base ai dati ricavati;

Capitolo 7 fornisce una descrizione della modellazione del microsatellite nell'ambiente ESATAN-TMS e i dati dell'analisi termica di questo con i relativi commenti;

Capitolo 8 è la conclusione del presente lavoro in cui si fornisce un riassunto dei risultati presentati nei capitoli precedenti e si cerca di definire in quale direzione lo studio di questo microsatellite dovrebbe procedere.

Parte I

Premesse Teoriche

Capitolo 2

Cenni di Propulsione Elettrostatica

Allo stato dell'arte esistono due tipologie di propulsione spaziale: la propulsione chimica e la propulsione elettrica. La prima consiste nello sfruttare le reazioni chimiche attraverso la combustione di uno o più sostanze per produrre una portata di gas ad elevata temperatura fornendo così spinta al veicolo. La combustione avviene in una camera appositamente adibita da cui si generano i gas che vengono successivamente fatti espandere in un ugello per ottenere la spinta necessaria. La propulsione elettrica consiste nel generare una spinta fornendo energia ad un propellente da una fonte esterna.

2.1 I tipi di propulsione elettrica

Esistono più tipologie di propulsione elettrica [7, 9] :

- Propulsione Elettrotermica: il propellente viene scaldato e quindi fatto espandere in un ugello generando così la spinta:
 - Resistojet: il propellente si riscalda a contatto con una resistenza elettrica o all'interno di una camera riscaldata da una resistenza;
 - Arcjet: il propellente viene riscaldato facendo passare un'elevata corrente al suo interno generando in questo modo un arco elettrico in direzione assiale al propulsore;
- Propulsione Elettrostatica: il propellente viene ionizzato generando plasma da cui vengono estratti gli ioni che sono quindi accelerati attraverso un campo elettrico/elettrostatico. In questo modo si ha un

fascio positivo di corrente in uscita dal satellite che induce un accumulo di cariche negative, si deve quindi emettere un fascio di uguale corrente, ma composto di elettroni, per neutralizzare la corrente di ioni. Questo fascio è emesso, solitamente, da un catodo cavo chiamato neutralizzatore:

- Ion Thruster: il plasma può essere generato per bombardamento di elettroni in una camera tra un catodo ed un anodo di scarica (tipo Kaufman), eccitando gli ioni con radiofrequenze e facendo avvenire collisioni anelastiche (RF Ion Thruster) oppure usando campi elettromagnetici con frequenze microonde (Microwave Ion Thruster). Gli ioni vengono quindi estratti ed accelerati da un campo elettrostatico generato dalla differenza di potenziale tra due griglie. Questi motori sono anche chiamati Gridded Ion Engine (GIE);
- Hall Thruster: in questi propulsori si sfrutta l'effetto Hall per inibire il moto assiale degli elettroni in modo che avvenga una collisione elettrone-atomo che generi uno ione. Tali ioni vengono poi accelerati attraverso un campo elettrico;
- Electrospray: questi propulsori estraggono ioni o gocce elettricamente cariche da liquidi conduttivi - sali ionici o liquidi colloidali - che vengono accelerati elettrostaticamente attraverso piccole aperture;
- Field Emission Electric Propulsion Thruster: questi propulsori estraggono ioni da metalli liquidi attraverso il processo di effetto campo. Si applica un campo elettrico di intensità così elevata che genera ioni ed elettroni separandoli da un atomo di un elemento metallico, solitamente liquido come il Cesio, e che successivamente permette l'accelerazione delle particelle positive;
- Propulsione Elettromagnetica: il propellente viene ionizzato e quindi accelerato attraverso forze elettromagnetiche;
 - Pulsed Plasma Thruster (PPT): in questi propulsori una scarica pulsata erode un propellente solido, sublimandolo e ionizzandolo attraverso un arco di plasma. In ogni impulso gli effetti elettromagnetici accelerano il plasma ad elevata velocità;
 - Magnetoplasmadynamic Thruster: un arco di elevata intensità di corrente ionizza il propellente e quindi questo viene accelerato sfruttando la Forza di Lorentz.

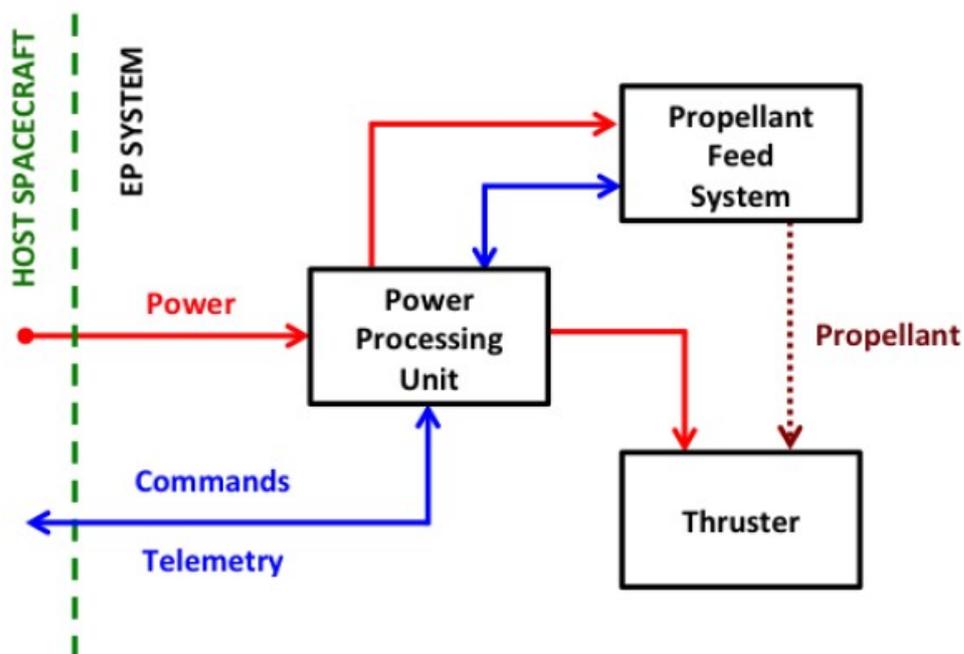


Figura 2.1: Schema di un Electric Propulsion System (EPS) [12]

Poiché per lo studio che si andrà a fare i propulsori fanno parte della categoria degli Ion Thruster, da qui in poi si farà riferimento solo a questo tipo di motori.

2.2 Electric Propulsion System (EPS)

Per prima cosa è necessario definire un quadro generale di questo genere di propulsori in quanto essi sono, in realtà, parte di un sistema più ampio. L'Electric Propulsion System (EPS) come si può notare in Figura 2.1, comprende, oltre al propulsore in sé - anche definito Thruster Assembly (TA) - una Power Processing Unit (PPU) ed un Propellant Feed System (PFS) [12].

Thruster Assembly

Il Thruster Assembly, si veda la Figura 2.2, è il propulsore vero e proprio che, attraverso elementi di circuiti magnetici ed elettrici, ionizza il propellente e fornisce energia cinetica agli ioni in modo da generare spinta. Inoltre fa parte di questo gruppo anche il neutralizzatore. Il motore vero e proprio che genera la spinta consiste nel generatore di plasma, nella camera di scarica, solitamente di forma conica ma anche emisferica o cilindrica, e nelle due

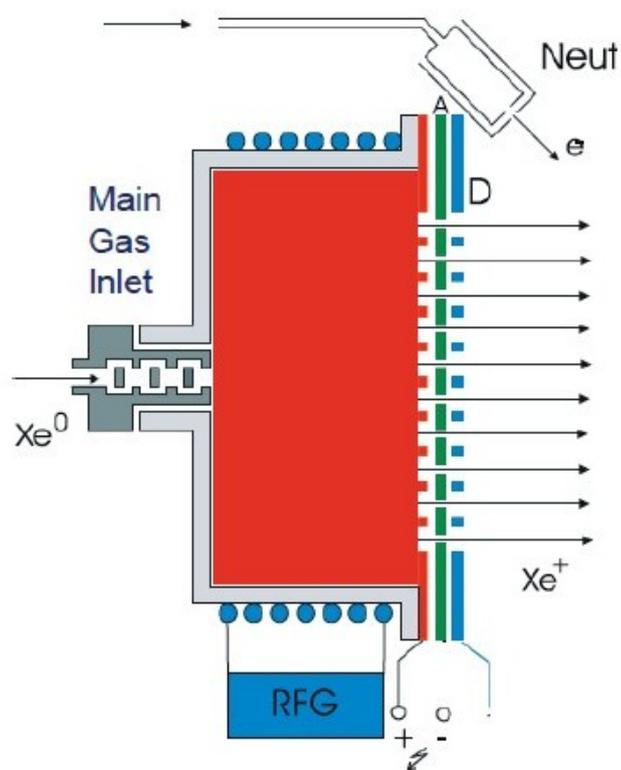


Figura 2.2: Esempio di TA con avvolgimento intorno alla camera di scarica (RFG) per la generazione del plasma attraverso radiofrequenze

griglie acceleratrici. Il primo componente è posto all'interno della camera, se si tratta di catodo ed anodo di scarica, oppure vi è avvolto attorno nel caso del generatore di radiofrequenze. Il propellente viene, quindi, ionizzato e diretto alle griglie dove viene accelerato dalla differenza di potenziale tra le stesse griglie, successivamente, sarà espulso. Per reazione si genererà la spinta sul satellite che ne permette l'accelerazione.

Il neutralizzatore invece è un catodo cavo, utilizzato in alcuni casi anche come catodo di scarica, che si compone di un tubo cavo in materiale refrattario al cui fondo è posta una piastra con un orifizio e all'interno, spinto contro la piastra vi è un inserto, mentre avvolto intorno al tubo è disposto un riscaldatore. Del propellente viene inviato lungo il tubo e l'accensione dell'heater permette l'emissione di elettroni dall'inserto che ha una bassa "Work Function", definita come l'opposto dell'energia necessaria a strappare un elettrone al metallo. Se l'energia che viene liberata da un elettrone, quando entra in contatto con un metallo caratterizzato da bassa "Work Function" è bassa, sarà bassa anche l'energia di emissione di un elettrone da quello stesso ma-

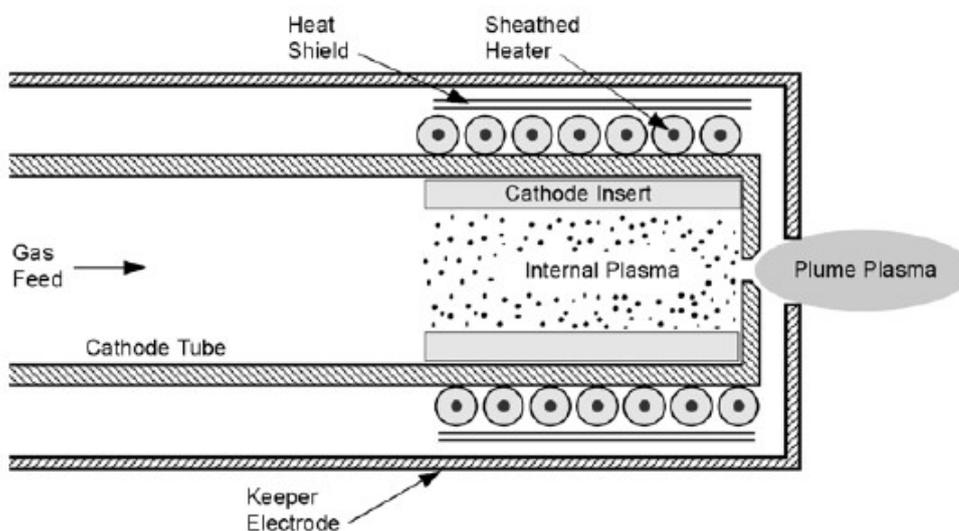


Figura 2.3: Sezione di un catodo cavo usato come neutralizzatore [7]

teriale. In questo modo viene ionizzato il propellente da cui vengono estratti gli elettroni tramite l'orifizio posto al fondo del cilindro cavo e viene creata una corrente di scarica negativa che permette la neutralizzazione del fascio di ioni in uscita dal propulsore ed evitando così l'accumulo di cariche negative sul satellite.

I propulsori a ioni con griglia, rispetto agli altri propulsori a ioni, hanno una limitazione dovuta alla legge di Child-Langmuir. Questa definisce una massima densità di corrente j_{max} che il propulsore può mantenere da cui è possibile ricavare una massima densità di spinta. Se T/A è limitata, a parità di superficie del propulsore la spinta che il motore può fornire è limitata. La trattazione di questa legge è riportata nell'Appendice A.

Power Processing Unit

La PPU è un dispositivo fondamentale per l'EPS in quanto:

- permette di convertire l'energia dalla sorgente al voltaggio ed all'intensità di corrente richiesti dal propulsore e dal sistema di alimentazione;
- riceve ed invia i comandi al TA e al PFS dallo S/C;
- fornisce al satellite la telemetria sulle operazioni degli altri sistemi dell'EPS;

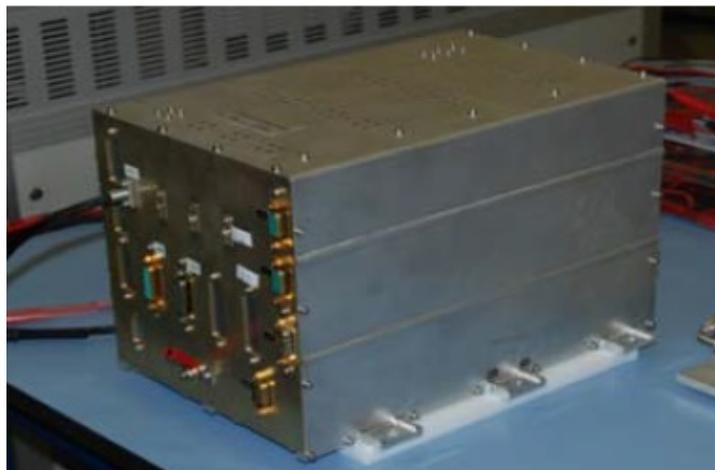


Figura 2.4: Power Processing Unit (PPU)

- protegge i componenti elettronici di potenza dall'interferenza elettromagnetica (EMI) indotta dal propulsore.

Attualmente la maggior parte, se non la totalità, degli S/C che montano propulsori elettrostatici, ma in generale elettrici, per generare una spinta ha come sorgente di potenza dei pannelli solari e sfrutta delle batterie per mantenere l'EPS in funzione anche durante i periodi di eclissi, ossia quando il satellite entra nella zona d'ombra del pianeta in quanto questo si frappone tra il Sole e se stesso. Questi sistemi devono essere accuratamente dimensionati in quanto, soprattutto in orbite basse, LEO, i periodi di eclissi sono tanto più lunghi tanto minore è la quota e perciò si deve demandare una maggior quantità di potenza generata alla ricarica delle batterie sottraendola all'utilizzo dei propulsori.

Propellant Feed System

Il sistema di alimentazione del propellente è composto da un serbatoio, da vari regolatori di pressione e da sensori di portata di propellente. Allo stato dell'arte il propellente più usato è lo Xenon grazie al suo elevato peso atomico e all'elevato valore di sezione d'urto, ossia la probabilità che vi sia un urto che permetta la ionizzazione di un atomo. Tuttavia, è necessario immagazzinarlo ad elevata pressione, solitamente in condizioni supercritiche, o in condizioni criogeniche, che richiedono elevate pressioni e temperatura notevoli. Per questa ragione si stanno studiando altri tipi di propellente che permettano di essere stockati in forma solida o condensabile.

Capitolo 3

Teoria di Finite Element Method (FEM) ed Analisi Modale

3.1 Finite Element Method

Per permettere l'analisi di strutture complesse queste vengono modellizzate attraverso il metodo agli elementi finiti (FEM). Le strutture vengono discretizzate utilizzando elementi di forma e dimensione scelte in modo da ricondurre a leggi conosciute e di facile implementazione su calcolatori le equazioni che ne permettono la descrizione delle deformazioni. Questi calcoli sono possibili perchè ogni elemento è composto da un certo numero di nodi a cui vengono applicati spostamenti, forze, deformazioni. Successivamente si crea un sistema lineare a partire dall'equazione:

$$\{F\} = [K]\{\delta\} \quad (3.1)$$

dove:

- $\{F\} = \{F_{x,1} F_{y,1} F_{z,1} \dots F_{x,n} F_{y,n} F_{z,n}\}^T$ è il vettore colonna delle forze nodali;
- $\{\delta\} = \{u_1 v_1 z_1 \dots u_n v_n w_n\}^T$ è il vettore colonna degli spostamenti nodali;

•

$$[K] = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & k_{1n} \\ k_{21} & k_{22} & \dots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \ddots & \vdots \\ k_{n1} & \dots & \dots & k_{nn} \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

è la matrice della rigidezza di forma la quale è una matrice simmetrica.

La sua risoluzione, con vari metodi diretti o iterativi, permette di ricavare gli spostamenti sui nodi.

Dei molti tipi di elementi disponibili solo tre verranno usati:

- *Tria3* elemento bidimensionale triangolare;
- *Quad4* elemento bidimensionale quadrilaterale;
- *Tet10* elemento tridimensionale tetragonale.

3.2 Sistema S-DOF

Un sistema ad un solo grado di libertà, abbreviato in GDL o più spesso DOF (Degree Of Freedom), è il più semplice sistema dinamico che può essere definito completamente a partire da un solo parametro, la posizione della massa sul singolo asse considerato [6, 17]. Questo sistema, come si può notare in Figura 3.1, è composto da:

- una massa direzionale m il cui spostamento avviene in una sola direzione, verticale nella Figura 3.1, che fornisce energia cinetica al sistema;
- una molla di rigidezza k che collega la massa al vincolo e che fornisce energia elastica al sistema, anch'essa agisce nella sola direzione di moto della massa;
- uno smorzatore c che dissipa l'energia del sistema.

L'equazione che ne descrive il moto generale è

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = f(t) \quad (3.3)$$

di cui $f(t)$ è la forzante del sistema, ovvero un valore di eccitazione fornito al sistema dall'esterno.

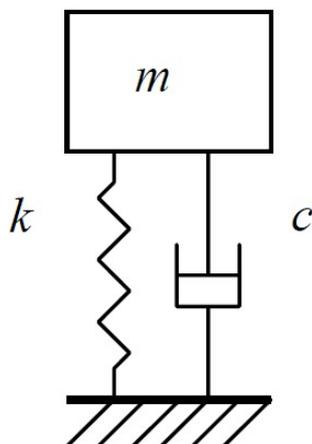


Figura 3.1: Rappresentazione del sistema ad un singolo grado di libertà S-DOF

3.2.1 Sistema in assenza di smorzamento e forzante

Nel caso non sia previsto l'utilizzo di uno smorzatore come mostra la Figura 3.1 il sistema rimane conservativo, in quanto l'energia meccanica, data dalla somma dell'energia cinetica della massa m e l'energia elastica dovuta alla molla, rimane costante nel tempo. Inoltre, nel caso vi sia assenza di eccitazione, quindi la forzante sia nulla, è possibile ricavare la frequenza naturale ossia la prima, ed unica per il sistema in questione, caratteristica dinamica. L'equazione (3.3) viene pertanto semplificata nella seguente forma:

$$m\ddot{x} + kx = 0 \quad (3.4)$$

Si ottiene una equazione differenziale ordinaria (ODE) di secondo grado la cui soluzione è ricavabile imponendo una soluzione esponenziale:

$$x(t) = x_0 e^{j\omega t} \quad (3.5)$$

$$\dot{x}(t) = j\omega x_0 e^{j\omega t} \quad (3.6)$$

$$\ddot{x}(t) = -\omega^2 x_0 e^{j\omega t} \quad (3.7)$$

dove:

- x_0 è lo spostamento iniziale della massa m ;
- ω è la pulsazione del sistema;
- j è l'unità immaginaria il cui valore è $\sqrt{-1}$;

- t è il tempo.

Inserendo la soluzione esponenziale imposta nell'equazione (3.4) si ricava:

$$(-\omega^2 m + k) x_0 = 0 \quad (3.8)$$

da cui, scartando la soluzione banale $x_0 = 0$, si può ricavare il valore di pulsazione del sistema e quindi la frequenza naturale di oscillazione di questo:

$$\omega_{1,2} = \omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (3.9)$$

$$f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} \quad (3.10)$$

Si può pertanto descrivere il moto della massa m la quale oscilla seguendo una semplice legge armonica

$$x = x_0 \sin(\omega_n t + \phi) \quad (3.11)$$

dove ϕ rappresenta la fase e x_0 l'ampiezza dello spostamento della massa. La (3.11) indica perciò che un sistema non smorzato ed in assenza di eccitazione esterna vibra con frequenza f_n , che è la frequenza naturale del sistema, con un'ampiezza definita x_0 ed una fase ω . È importante notare che il valore di frequenza naturale è proprio del sistema e non dipende dall'eccitazione per cui anche imponendo allo stesso sistema diversi valori di forzanti, la frequenza naturale f_n rimarrà sempre la stessa.

3.3 Sistema M-DOF

Si consideri ora un sistema ad n gradi di libertà come quello rappresentato in Figura 3.2, le equazioni differenziali che ne descrivono il moto possono essere raggruppate nella forma matriciale seguente:

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [C]\{\dot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{f(t)\} \quad (3.12)$$

dove:

- $[M]$ è la matrice di massa del sistema di dimensione $n \times n$ definita positiva;

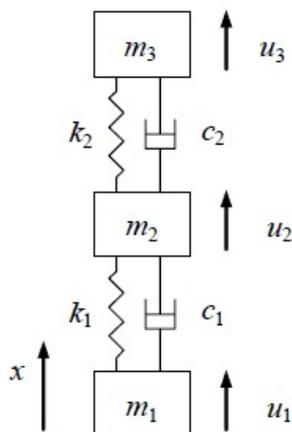


Figura 3.2: Rappresentazione del sistema con gradi di libertà multipli M-DOF

- $[C]$ è la matrice degli smorzamenti viscosi del sistema di dimensione $n \times n$ definita positiva;
- $[K]$ è la matrice della rigidità del sistema di dimensione $n \times n$ definita positiva;
- $\{x(t)\}$ è il vettore delle coordinate dei gradi di libertà del sistema di dimensione $n \times 1$;
- $\{f(t)\}$ è il vettore delle forzanti applicate al sistema di dimensione $n \times 1$.

3.3.1 Sistema M-DOF in assenza di smorzamento e forzante

Le equazioni differenziali che descrivono il moto del sistema riportato in Figura 3.2 in assenza di smorzamento e forzante sono una modifica della (3.12) e possono essere raggruppate nella forma matriciale nella seguente scrittura:

$$M\ddot{x}(t) + Kx(t) = 0 \quad (3.13)$$

scritte per maggior facilità con l'omissione dell'utilizzo delle parentesi.

Modificando la (3.13), si può studiare il problema agli autovalori associato attraverso la seguente:

$$(M^{-1}K - \lambda_n I)\Phi^{(n)} = 0 \quad (3.14)$$

dove λ_n deve essere positivo. Inoltre, si può affermare che:

$$\lambda_n = \omega_n^2 \quad (3.15)$$

dove ω_n è la frequenza naturale del sistema vista nella sezione precedente. Quindi la (3.14) può essere riscritta nel seguente modo:

$$(M^{-1}K - \omega_n^2 I)\Phi^{(n)} = 0 \quad (3.16)$$

Escludendo la soluzione banale $\Phi^{(n)} = 0$ ed imponendo il determinante della matrice risultante uguale a zero si può ricavare l'equazione caratteristica del sistema da cui si ottengono gli autovalori, le frequenze naturali del sistema, e sostituendo questi nella (3.16) si ricavano gli autovettori, le forme modali del sistema.

Una volta che vengono imposte le condizioni iniziali del sistema per monitorarne l'evoluzione nel tempo, è possibile risolvere la (3.13) sfruttando le coordinate modali che permettono il disaccoppiamento del sistema. Sfruttando il teorema dell'espansione modale, si può rappresentare il sistema M-DOF come sovrapposizione di ogni modo naturale del sistema in relazione al comportamento temporale, ossia una struttura vibrante ha modi di deflessione che sono combinazioni lineari di tutti i suoi modi normali. È perciò possibile scrivere:

$$x = \Phi q \quad (3.17)$$

dove:

- Φ è la matrice le cui colonne sono gli autovalori del sistema;
- q è il vettore delle coordinate modali.

Inserendo la (3.17) nella (3.13) e premoltiplicando per Φ^T si ottiene:

$$\Phi^T M \Phi \ddot{q} + \Phi^T K \Phi q = 0 \quad (3.18)$$

In questo modo, come detto in precedenza, il passaggio alle coordinate modali permette di disaccoppiare le equazioni, semplificando di molto il problema in quanto si devono risolvere n equazioni S-DOF invece di un sistema di equazioni differenziali.

Questo porta a ricavare la matrice di massa modale:

$$\Phi^T M \Phi = \begin{bmatrix} \cdot & \cdot & \cdot \\ & m_n & \\ & & \cdot & \cdot & \cdot \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Allo stesso modo si può ricavare la matrice di rigidezza modale:

$$\Phi^T K \Phi = \begin{bmatrix} \ddots & & & \\ & k_n & & \\ & & \ddots & \\ & & & \ddots \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

Le equazioni (3.19) e (3.20) sono anche chiamate *proprietà ortogonali*. A partire dalla seguente equazione:

$$K \Phi^{(n)} = \lambda_n M \Phi^{(n)} \quad (3.21)$$

si può scrivere:

$$\lambda_n = \omega_n^2 = \frac{\Phi^T K \Phi}{\Phi^T M \Phi} = \Omega_n^2 \quad (3.22)$$

Ω_n^2 è una matrice diagonale in cui sulla diagonale principale vi sono le frequenze naturali al quadrato. Per questo motivo ogni modo risulta essere unico e quindi ogni deformata modale non può essere ricavata per combinazione lineare di altre deformate.

Come per il sistema S-DOF anche per quello a gradi di libertà multipli si può descrivere un'equazione che definisca l'evoluzione del sistema. Considerando l' n -esima equazione della (3.18):

$$m_n \ddot{q} + K_n q = 0 \quad (3.23)$$

si può scrivere:

$$q_n(t) = q_{0n} \cos \omega_n t + \frac{\dot{q}_{0n}}{\omega_n} \sin \omega_n t \quad (3.24)$$

Inserendo le condizioni al contorno

$$\begin{cases} x(0) = x_0 = \Phi q_0 \\ \dot{x}(0) = \dot{x}_0 = \Phi \dot{q}_0 \end{cases}$$

nell'equazione (3.24) si ottiene lo stesso risultato ma per le coordinate spaziali:

$$x(t) = \Phi^{(n)} \left(x_0 \Phi^{(n)T} \cos \omega_n t + \frac{\dot{x}_0 \Phi^{(n)T}}{\omega_n} \sin \omega_n t \right) \quad (3.25)$$

3.4 Approccio modale

L'approccio modale consiste nel risolvere le equazioni di moto in due passaggi: inizialmente si studia l'equazione in assenza di forzante per poterne ricavare i modi normali del sistema e quindi si effettua la sovrapposizione dei modi. Permane il problema dello smorzamento che può essere eliminato per ricavare i modi normali, tuttavia permane la criticità di una maggior difficoltà nella sovrapposizione dei modi, oppure mantenuto nell'equazione a costo di una maggior difficoltà computazionale ottenendo in questa maniera i modi complessi.

Solitamente si sfrutta il primo dei due metodi accettando l'approssimazione dei risultati che si ottengono. Il metodo per ricavare i modi normali è stato descritto nel paragrafo 3.3.1.

Poichè in questo lavoro di tesi si andranno ad effettuare analisi modali su strutture non vincolate senza smorzamenti nè forzanti, si otterranno modi che descrivono spostamenti globali e che non comportano la partecipazione dell'energia elastica nella struttura. Nel caso generale tridimensionale, una struttura non vincolata senza parti mobili avrà i primi sei modi globali indipendenti rigidi. Tre di questi sono legati alla traslazione e tre alla rotazione, per cui il valore dell'autovalore è prossimo a zero. Questi modi sono detti rigidi in quanto rappresentano il moto rigido della struttura riferito al suo centro di massa con tre traslazioni e tre rotazioni. Invece i modi elastici rappresentano i moti elastici intorno ai moti precedenti, senza considerare traslazione o rotazione intorno al centro di massa.

3.4.1 Riduzione di sistema statico

Il problema agli autovalori, a seconda delle dimensioni del modello, può richiedere molto tempo computazionale. Questo può però essere ridotto riducendo le dimensioni del sistema senza perdere troppa accuratezza dei risultati ma solo nel caso in cui si vogliano ricavare le basse frequenze del sistema. Questa riduzione avviene con l'eliminazione di alcuni gradi di libertà in maniera meticolosa riducendo quindi le matrici di massa e rigidezza.

Il metodo più semplice è la condensazione di Guyan, il quale consiste nel selezionare un ridotto numero di gradi di libertà ed eliminare gli altri attraverso un'interpolazione statica. Anche se ad oggi questo metodo è sempre meno utilizzato in quanto ha una limitata efficienza soprattutto con modelli di grandi dimensioni perchè necessariamente deve eliminare molti DOF altrimenti porta solo ad un aumento del costo computazionale.

Per risolvere il problema agli autovalori in maniera efficiente si sfruttano algoritmi che si rifanno a due metodi:

- metodi diretti che consistono nella trasformazione delle matrici considerate in matrici diagonali o tri-diagonali. Metodo adatto per sistemi di piccole dimensioni di cui si vogliono conoscere tutte le soluzioni;
- metodi iterativi che consistono nel determinare uno o più modi ad ogni passaggio risolvendo sistemi lineari. Il più utilizzato in campo industriale è il metodo di Lanczos migliorato attraverso numerose aggiunte successive.

Metodo di Lanczos

Questo è un metodo iterativo di sottospazio che converge alla soluzione esatta dopo un numero di iterazioni uguale alle dimensioni del sistema anche se, nella pratica, sono necessari un minor numero di cicli in quanto la convergenza è più rapida. L'algoritmo può essere riassunto come segue:

- inizializzazione: si introducono un vettore $\{q_0\} = \{0\}$ ed un vettore $\{r_0\}$ arbitrario;
- iterazione n -esima:
 - scalare: $\beta_n^2 = \{r_{n-1}\}^T [M] \{r_{n-1}\}$;
 - vettore di Lanczos: $\{q_n\} = \{r_{n-1}\} / \beta_n$;
 - scalare: $\alpha_n = \{q_n\}^T [M] [K]^{-1} [M] \{q_n\}$;
 - vettore: $\{r_n\} = [K]^{-1} [M] \{q_n\} - \alpha_n \{q_n\} - \beta_n \{q_{n-1}\}$;
- riduzione n -esima:
 - matrice di trasformazione: $[Q_n] = [\{q_1\} \dots \{q_n\}]$;
 - matrice trasformata:

$$[Q_n]^T [M] [K]^{-1} [M] [Q_n] = [T_n] = \begin{bmatrix} \alpha_1 & \beta_2 & 0 & 0 \\ \beta_2 & \alpha_2 & \ddots & 0 \\ 0 & \ddots & \ddots & \beta_n \\ 0 & 0 & \beta_n & \alpha_n \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

- soluzioni al problema agli autovalori $(\lambda, \{X_k\})$:

$$1/\lambda_k \rightarrow \omega_k^2, [\{q_1\}, \dots, \{q_n\}] \{X_k\} \rightarrow \{\Phi_k\} \quad (3.27)$$

Capitolo 4

Cenni di teoria di ESATAN-TMS

ESATAN è un software sviluppato dalla ITP Engines UK Ltd. sotto contratto dell'Agenzia Spaziale Europea (ESA) agli inizi degli '80 per predire le distribuzioni di temperatura in componenti e sistemi ingegneristici attraverso la tecnica di analisi della rete termica. Questa richiesta si era resa necessaria in quanto i software all'epoca esistenti avevano numerosi limiti, come la non possibilità di unire modelli differenti a rappresentare un sistema più complesso a partire dai suoi sottosistemi, ed inoltre gli algoritmi per le risoluzioni numeriche necessitavano di un miglioramento [13].

Reputando non attuabile l'inserimento dei necessari miglioramenti nei software all'epoca utilizzati l'ESA ha perciò deciso di commissionare lo sviluppo di ESATAN.

ESATAN è in realtà composto da diversi software che svolgono compiti diversi il cui fine ultimo è fornire l'analisi termica dell'oggetto studiato. Questi sono [22]:

ESATAN-TMS Workbench è l'interfaccia grafica del software da cui si creano le geometrie. È un Graphical User Interface (GUI) o Geometric Math Model (GMM) Generator;

ESARAD è quella parte del software che effettua i calcoli radiativi;

ESATAN Thermal è anche chiamato Thermal Math Model (TMM) ed effettua l'analisi termica.

ESATAN non consente con facilità di importare modelli CAD già esistenti per cui solitamente, è il caso anche di questo lavoro, si ricrea la geometria da zero nella Workbench. Il lavoro svolto nella GUI nella maggior parte dei casi segue sempre la stessa scaletta qui riportata:

- creazione della geometria del modello con la definizione delle proprietà delle superfici e la loro eventuale partecipazione agli scambi termici. In questa fase, definendo le proprietà, vengono anche generati i conduttori lineari GL che permettono di specificare in che misura avvengono gli scambi conduttivi;
- generazione del caso radiativo con la definizione degli accoppiamenti radiativi tra le varie superfici ed eventualmente anche l'assorbimento e l'emissione di calore con l'ambiente esterno definita un'orbita o una posizione sulla Terra. Da questo caso vengono generati i conduttori radiativi GR;
- generazione del caso di analisi termica selezionando uno o più casi radiativi successivi in base alla necessità e le condizioni al contorno come componenti elettronici dissipativi o superfici isoterme. Vengono definiti gli output di interesse e quindi il solutore effettua la simulazione;
- post-processazione dei dati generati dall'analisi termica lanciata possibile sia su ESATAN-TMS sia su altri software.

4.1 Creazione del modello geometrico

In ESATAN-TMS la creazione del modello può avvenire attraverso direttamente il linguaggio Mortran, "More Fortran", oppure attraverso l'interfaccia grafica, metodo scelto per il presente lavoro. Il software sfrutta il metodo per parametri concentrati per discretizzare un modello più complesso in zone di superficie inferiore ed in questo modo descrivere il sistema attraverso conduttori.

Storicamente questo metodo ha origine nell'analogia tra analisi termica ed elettrica in cui si eguagliano la temperatura al voltaggio, il calore alla corrente.

4.1.1 Creazione delle proprietà

Inizialmente è conveniente definire le proprietà dei materiali che verranno forniti al modello, *Bulk Properties*, e le proprietà termo-ottiche, *Thermo-Optical Properties*, che verranno invece fornite alle superfici del modello.

Pur potendo successivamente nella fase di creazione modificare le proprietà e non solo delle geometrie create, è più comodo averle già a disposizione nel momento della generazione dei singoli componenti del modello, senza dover successivamente andare a selezionare ogni singola superficie per definire le sue proprietà.

Bulk Properties

Questa proprietà permette di definire la densità, il calore specifico e la conduttività che il componente avrà in modo da definire gli scambi termici principalmente interni alle superfici.

Thermo-Optical Properties

Questa proprietà viene fornita ad una superficie e permette di definire le caratteristiche di assorbimento o emissione di energia e richiede di definire alcuni coefficienti in modo che si possano effettuare le analisi legate ai flussi radiativi. Per le analisi termiche in campo spaziale si va ad assumere che gli scambi radiativi, di cui un esempio è visibile in Figura 4.1, avvengano in due bande spettrali di lunghezza d'onda differente. L'equazione (4.1) è riferita alla banda nel campo dell'infrarosso in cui vengono considerate le emissioni del modello e del pianeta, mentre l'equazione (4.2) è riferita alla banda nel campo del visibile in cui vengono invece considerate le emissioni solari, ultraviolette dirette e l'albedo [14]. Data una superficie le seguenti equazioni sono relative alla legge di conservazione dell'energia:

$$\epsilon_{IR} + \rho_{IR}^d + \rho_{IR}^s + \tau_{IR} = 1 \quad (4.1)$$

$$\alpha_{vis} + \rho_{vis}^d + \rho_{vis}^s + \tau_{vis} = 1 \quad (4.2)$$

dove:

ϵ è l'emittanza del materiale ossia la capacità del materiale di emettere l'energia che possiede sotto forma di irraggiamento;

ρ^d è la riflettanza diffusa ossia la capacità del materiale di riflettere l'energia incidente in tutte le direzioni come se fosse un corpo emittente sferico secondario;

ρ^s è la riflettanza speculare ossia la capacità del materiale di riflettere l'energia incidente in maniera speculare all'angolo di arrivo;

τ è la trasmittanza ossia la capacità del materiale di trasmettere energia all'interno del materiale stesso;

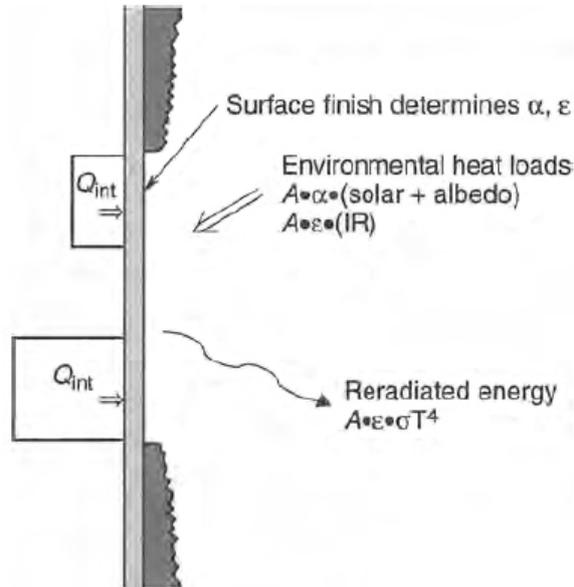


Figura 4.1: Rappresentazione dello scambio termico radiativo suddiviso nel campo del visibile e dell'infrarosso presa da [5]

α è l'assorbanza ossia la capacità del materiale di assorbire energia;

IR si riferisce alla lunghezza d'onda delle onde elettromagnetiche nel campo dell'infrarosso;

vis si riferisce alla lunghezza d'onda delle onde elettromagnetiche nel campo del visibile.

ESATAN-TMS inoltre considera $\alpha_{IR} = \epsilon_{IR}$ e $\alpha_{vis} = \epsilon_{vis}$.

Definiti questi coefficienti il programma può calcolare gli scambi radiativi a partire dai flussi di calore emessi dal satellite verso l'ambiente esterno o assorbiti e provenienti dal Sole, dal pianeta attorno a cui orbita, dall'albedo ovvero la riflessione dei raggi solari sulla superficie del pianeta che vanno ad irradiare il satellite.

4.1.2 Creazione della geometria

ESATAN-TMS permette la creazione di geometrie, definite primitive, sotto forma di superfici o, più raramente, solidi. Le geometrie realizzabili sono un numero piuttosto limitato ma la loro combinazione o la possibilità di asportare zone di superfici sfruttando altre geometrie come strumento di taglio

permette di generare modelli complessi tanto da permettere di descriverli in maniera sufficiente.

La creazione di una superficie o di un solido può avvenire in due maniere differenti: per parametri, quindi definendo l'ingombro di una superficie, oppure per punti andando quindi a definire la posizione del numero di vertici richiesti perchè il software possa definire con precisione la geometria che si intende generare.

Scelta la geometria e le dimensioni si devono fornire le proprietà in precedenza definite descritte nel paragrafo 4.1.1. Per ogni direzione della superficie è necessario scegliere il numero di nodi con cui quella verrà discretizzata. Le superfici però richiedono anche che gli venga fornito uno spessore in quanto vengono generate come superfici bidimensionali. In questo modo ESATAN potrà definire gli scambi termici interni definendo i GL, conduttori lineari, che possono anche essere imposti e non valutati dal software in base alle proprietà fornite. Le geometrie solide hanno anche un set di nodi interno che permette di descrivere gli scambi termici all'interno.

Un'altra importante caratteristica da fornire alle superfici è la loro tipologia di attività legata agli scambi termici. Vi sono quattro possibili opzioni:

Active è l'opzione di default fornito a tutte le superfici. Tutti i nodi presenti sulla superficie in questione partecipano agli scambi termici sia conduttivi sia radiativi;

Conductive i nodi presenti sulla superficie selezionata partecipano solo agli scambi termici conduttivi per cui non vengono considerati nei calcoli radiativi;

Radiative i nodi presenti sulla superficie selezionata partecipano solo agli scambi termici radiativi e non a quelli conduttivi;

Inactive i nodi presenti sulla superficie selezionata sono esclusi dai calcoli di scambio termico.

Infine si deve scegliere in che modo connettere i nodi sulle due superfici di una geometria attraverso lo spessore. Vi sono tre differenti possibilità:

Effective per il caso in cui si vogliano fornire parametri particolari per gli scambi termici interni siano essi conduttivi, si fornisce un valore di conduttanza, o radiativi, si fornisce un valore di emittanza;

Bulk per il caso in cui i nodi sono collegati per conduzione ed il valore di conduttanza possa essere calcolato dal software basandosi sui valori forniti tramite la proprietà Bulk della geometria;

None per il caso in cui i nodi delle due superfici non siano connessi e non avvengano quindi scambi termici.

Nel caso in cui le geometrie vengano create attraverso la funzione per parametri, ma è valido anche quando queste vengono create per punti, può essere necessario doverle traslare in un'altra posizione o ruotarle rispetto ad un asse. Questa funzione può essere svolta all'interno del pannello di creazione della geometria stessa oppure a posteriori con il vantaggio, in questo ultimo caso, di poter movimentare più geometrie contemporaneamente siano esse singole geometrie, combinazioni o intagli.

4.2 GL: Conduttori lineari

Le geometrie create, anche se avvicinate fino a fare in modo che siano in contatto fisicamente nello spazio, in realtà non lo sono fino a quando non viene creato un conduttore tra le due superfici attraverso cui deve avvenire lo scambio conduttivo o convettivo. La connessione tra nodi della stessa geometria sulla stessa superficie è assicurata dalle proprietà fornite mentre tra nodi delle differenti superfici è definita dal modo di connessione attraverso lo spessore selezionato. Tuttavia, i nodi presenti sulle superfici appartenenti a geometrie differenti o gli stessi nodi presenti su due pareti diverse della stessa geometria, ad esempio di una *Box*, non sono in contatto. Tutte le superfici devono quindi essere collegate attraverso l'introduzione di un conduttore lineare GL. In questa maniera il software può definire lo scambio termico che avviene tra due pareti sfruttando la seguente formula:

$$q_{ij} = h(T_i - T_j) = GL(T_i - T_j) \quad (4.3)$$

dove:

- q_{ij} è lo scambio termico tra i due nodi i e j considerati;
- h è il fattore di trasferimento del calore;
- GL , equivalente del termine precedente, è il valore fornito al programma o dal programma per lo scambio termico tra le due superfici in questione;
- $(T_i - T_j)$ è la differenza di temperatura tra i due nodi in questione.

La (4.3) altro non è che la Legge di Fourier per gli scambi termici lineari, valida perciò sia per gli scambi conduttivi sia per quelli convettivi. Il valore

del GL viene calcolato dal software attraverso la seguente equazione [13]:

$$GL(i, j) = k \frac{A}{l} \quad (4.4)$$

dove:

- k è la conduttività termica del materiale;
- A è l'area di contatto tra i due nodi;
- l è la distanza tra i centri dei due nodi;

Vi sono quattro modi per generare un conduttore lineare:

- *intra-primitive conductors*: sono generati automaticamente da ESATAN, come detto in precedenza, tra nodi sulla stessa superficie di una geometria;
- *Interfacce conduttive (inter-primitive conductors)*: vengono generati, se si seleziona questa opzione, quando entrambe le superfici sono a contatto su un bordo libero. Vi sono cinque possibili opzioni:

Fused usato per due superfici in contatto continuo, non è considerata resistenza termica all'interfaccia;

Contact usato per casi in cui la resistenza termica non è nulla;

Not-Processed è generata automaticamente, contatto di tipo non specificato;

Not-Required usato per quando vi è contatto ma non deve essere usato per conduttanza tra superfici;

Not-Connected usato per specificare che tra due superfici non vi è contatto.

- *Zone di contatto*: permette la creazione di un GL per due geometrie a contatto tramite una superficie. È necessario fornire un valore di conduttanza termica di contatto [W/m^2K].
- *User-defined conductors*: il valore del GL è definito ed inserito dall'utente. Questa opzione è usata quando i precedenti metodi non sono applicabili, ad esempio quando il bordo di una geometria è a contatto con una superficie. Può in alcuni casi rivelarsi più utile e versatile dei modi precedenti.

4.3 Caso radiativo

Conclusa la definizione della geometria e degli scambi termici lineari si deve definire il caso radiativo in cui il software calcola l'accoppiamento radiativo di ogni singola superficie con quelle in vista e con l'ambiente esterno e analizza i flussi di calore esterni sulle facce. In questa sezione è possibile definire:

- l'orbita e la posizione del satellite;
- l'assetto del satellite;
- eventuali cavità isolate;
- le richieste che si vuole che il software calcoli come i fattori di vista (VF)*, i fattori di scambio radiativo (REF)[†], i flussi di calore da e verso l'ambiente.

È inoltre possibile definire molteplici casi radiativi con differenti assetti e orbite compiute dal satellite. Gli output forniti dal programma sono calcolati usando il metodo di tracciamento dei raggi Monte Carlo (MCRT).

Il metodo MCRT calcola gli accoppiamenti radiativi ed i flussi di calore attraverso la procedura di Ray-Tracing la quale considera la storia individuale dei pacchetti di energia di radiazione termica dal punto di emissione al punto di assorbimento. I raggi possono essere emessi da qualsiasi punto su di una superficie radiativa e possono essere assorbiti da un qualsiasi punto su un'altra assorbente. Viene quindi effettuata una media dei risultati ottenuti da un numero finito di raggi la quale è la base del metodo Monte Carlo. L'MCRT permette così di calcolare i flussi di calore emessi dal Sole, dal pianeta attorno a cui il satellite orbita e dovuti all'albedo.

Lanciata l'analisi radiativa si ottengono gli output richiesti ma in più il software genera i conduttori radiativi (GR).

*VF (View Factor): è la frazione di energia emessa per diffusione da una faccia i e direttamente incidente su una faccia j . È un valore indipendente dalle proprietà termo-ottiche.

[†]REF (Radiative Exchange Factor): è il fattore di scambio radiativo tra la faccia i e la faccia j e rappresenta la frazione di energia emessa per diffusione dalla prima ed assorbita dalla seconda direttamente, per multiriflessione o per trasmissione. Tiene in considerazione la geometria e le proprietà termo-ottiche.

4.3.1 GR: Conduttori radiativi

Attraverso questi conduttori il software riesce a definire lo scambio termico radiativo tra i differenti nodi sfruttando la legge di Stefan-Boltzmann:

$$q_{ij} = \sigma GR_{ij}(T_i^4 - T_j^4) \quad (4.5)$$

dove:

- q_{ij} è lo scambio termico tra i due nodi i e j considerati;
- σ è la costante di Stefan-Boltzmann ed è uguale a $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$;
- GR_{ij} è il fattore di scambio tra i nodi considerati;
- $(T_i^4 - T_j^4)$ è la differenza di temperatura tra i nodi considerati.

Il calcolo del conduttore radiativo dipende da molti parametri: il fattore di vista tra i due nodi, le proprietà termo-ottiche dei due, la loro area e altri ancora.

4.4 Caso di analisi termica

Prima di lanciare l'analisi termica è necessario definire se questa deve basarsi su uno o più casi radiativi, le condizioni al contorno e gli output che si vogliono avere.

Lanciando l'analisi il solutore valuta la legge di conservazione dell'energia:

$$Q_i + \sum_{j=i}^n GL_{ij}(T_i - T_j) + \sum_{j=i}^n \sigma GR_{ij}(T_i^4 - T_j^4) = C_i \frac{dT_i}{dt} \quad (4.6)$$

dove:

- Q_i è la dissipazione di calore del nodo i -esimo;
- C_i è la capacità termica del nodo i -esimo.

Nella (4.6) il termine a secondo membro è nullo nel caso l'analisi da effettuare sia *Steady-State*, in questo modo si ottengono una serie di equazioni algebriche. Nel caso di un'analisi di transitorio di temperatura si ottiene una serie di equazioni differenziali del primo ordine che vengono risolte con metodi numerici.

4.4.1 Condizioni al contorno

Il software permette di assegnare fino a otto diversi tipi di condizioni al contorno termiche da utilizzare nel caso si voglia simulare la dissipazione di potenza dovuta a componenti elettronici o delle condizioni di temperatura invariate nel tempo come un payload che deve essere mantenuto a temperatura costante. I tipi di condizioni sono visibili in Tabella 4.1.

4.5 Post-processazione

Infine, dopo che il software ha concluso l'analisi, i risultati possono essere importati dando modo di visualizzare i risultati ottenuti sia con appositi grafici sia visualizzando attraverso una gamma di colori gli output sui componenti del modello. I risultati possono essere anche esportati su altri software come MatLab o Microsoft Excel per la creazione di grafici in maniera differente.

Tabella 4.1: Tabella delle condizioni al contorno di ESATAN-TMS [14]

Tipo di condizioni al contorno	Assegnazione	Unità di misura
Temperatura iniziale	La temperatura iniziale è assegnata ad ogni nodo termico scelto dal riferimento	$^{\circ}C$
Temperatura	La temperatura iniziale è assegnata ad ogni nodo termico scelto dal riferimento e lo stesso nodo è impostato come condizione al contorno	$^{\circ}C$
Carico termico/Unità di area	Il carico termico è assegnato ad ogni nodo termico scelto come riferimento e risulta essere il valore fornito per l'area della faccia	W/m^2
Carico termico/-Faccia	Il carico termico è assegnato ad ogni faccia scelta come riferimento	W
Carico termico distribuito su area	Se applicato ad una regione che includa più di un nodo termico, il carico termico specifico è suddiviso tra ogni nodo in proporzione all'area delle facce di cui è composto ogni nodo	W
Carico termico/Unità di volume	Il carico termico è assegnato ad ogni solido scelto come riferimento e risulta essere il valore fornito per il volume del solido	W/m^3
Carico termico/-Volume	Il carico termico è assegnato ad ognuno dei solidi scelti come riferimento	W
Carico termico distribuito in volume	Se applicato ad una regione che includa più di un nodo termico, il carico termico specifico è suddiviso tra ogni nodo in proporzione al volume dei solidi di cui è composto ogni nodo	W

Parte II

Configurazione ed Analisi

Capitolo 5

Configurazione di microsatellite

Come già accennato nel capitolo 1, l'agenzia spaziale europea è intenzionata a portare avanti gli studi sul campo gravitazionale terrestre con il lancio di nuovi satelliti che portino con sé nuove tecnologie. La proposta dell'industria è di testare in orbita alcune di queste prima che la missione finale venga lanciata aumentando la conoscenza che si ha di queste innovazioni e la loro affidabilità.

Tra le nuove tecnologie che andrebbero ad essere integrate nella futura missione ESA vi sono dei propulsori a ioni di dimensioni molto contenute. Questi propulsori sono stati sviluppati negli ultimi anni a partire da motori della stessa categoria di dimensioni maggiori e sono soggetti ad una campagna di test per verificarne l'adeguato funzionamento. La prova del corretto lavoro di questi in ambiente spaziale ne decreterebbe il passaggio al livello più elevato di maturità tecnologica, *Technology Readiness Level (TRL)*, e quindi la completa adeguatezza ad essere usato per tutte le missioni che ne volessero far uso.

Nell'intenzione attuale, per effettuare il test, si vogliono mantenere i costi il più contenuti possibili e per far questo si è scelto di utilizzare un satellite di ingombro minimo della categoria dei CubeSat. Questa categoria di nanosatelliti è stata ideata proprio per avere dimensioni e pesi e di conseguenza costi, molto contenuti. Gli ingombri variano da 1U, $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$, fino ad una combinazione di 27U.

Il minimo ingombro reputato adeguato per la missione in questione è stato ipotizzato essere di 12U compresi i propulsori, mentre sarebbero necessarie 6U solo per la struttura del microsatellite che ospiterebbe i componenti interni.

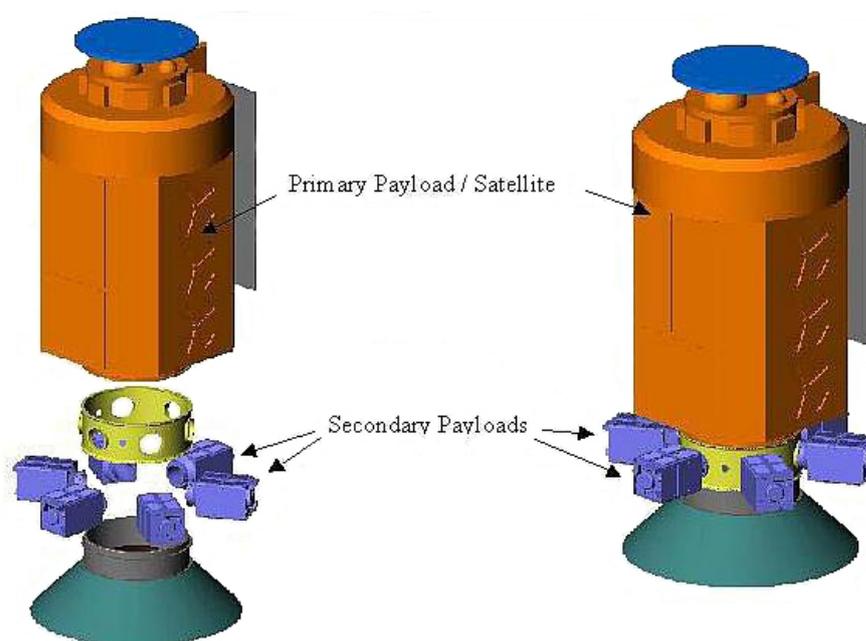


Figura 5.1: Esempio di alloggiamento di payload secondario

Si sono effettuate ricerche tra le missioni lanciate e quelle che andranno in orbita in un prossimo futuro e si è scoperto che con il lancio della missione Artemis 1, la missione della NASA in cui verrà testato per la prima volta lo Space Launch System (SLS), il nuovo lanciatore dell'agenzia spaziale statunitense con integrata la capsula Orion MPCV (Multi-Purpose Crew Vehicle), verranno rilasciati anche un certo numero di payload secondari. Questi saranno dei CubeSat di 6U di volume alloggiati nell'adattatore che collega il secondo stadio del lanciatore al modulo di servizio della capsula Orion in maniera simile a quello rappresentato in Figura 5.1. Questi microsattelliti fanno parte di un progetto NASA denominato Next-STEP volto alla creazione di partnership tra l'agenzia statunitense e le compagnie private per lo sviluppo di nuove ricerche e tecnologie utilizzabili in futuro per l'esplorazione spaziale.

Tra i CubeSat facenti parte del carico secondario della missione Artemis 1, il Lunar IceCube, mostrato in Figura 5.2, si è dimostrato un'ottima base da cui attingere informazioni, data anche la documentazione che si è riusciti a reperire soprattutto riguardante la sua configurazione interna, per iniziare a definire la disposizione dei componenti del dimostratore orbitale.



Figura 5.2: Render del microsatellite Lunar IceCube che verrà rilasciato in orbita dalla missione Artemis 1 [16]

5.1 Lunar IceCube

Il Lunar IceCube è un CubeSat progettato dalla Morehead State University in collaborazione con il Goddard Spaceflight Center (GFSC) della NASA, la Catholic University of America (CAU) e Busek, azienda produttrice di sistemi di propulsione spaziali. Con gli altri microsatelliti della missione Artemis 1 verrà rilasciato in un'orbita translunare dove attiverà il suo sistema di propulsione che gli permetterà di manovrare fino a raggiungere un'orbita lunare ellittica. Da questa potrà osservare ed effettuare ricerche riguardo la presenza di acqua in uno dei tre stati fisici della materia, di altre sostanze volatili lunari e di regolite degli altipiani selenici. Lo scopo di questa missione è di iniziare a colmare i vuoti di conoscenza riguardanti la distribuzione di sostanze volatili concentrandosi sull'abbondanza, l'ubicazione ed il trasporto fisico di acqua sulla superficie lunare a differenti latitudini. Per far questo il Lunar IceCube si appoggerà a strumentazioni appositamente progettate per i microsatelliti dalla NASA derivanti da missioni di programmi importanti come New Horizons [2, 3].

Questa missione ha inoltre due particolarità: la prima è che, come per gli altri microsatelliti della stessa missione, vi è un'elevata incertezza sull'istante in cui i CubeSat verranno liberati dall'adattatore e questo complica enormemente i calcoli degli analisti di missione riguardo alla traiettoria da impostare. La seconda invece è l'utilizzo, come sistema propulsivo, di un propulsore a ioni con griglia sperimentale Busek BIT-3 che verrà alimentato a iodio [16, 20]. Questo propellente però sarà stockato in forma solida e non in condizioni supercritiche come il più comune Xenon permettendo un risparmio di costo, in quanto lo iodio ha un prezzo inferiore e non richiede un così elevato grado di purezza.

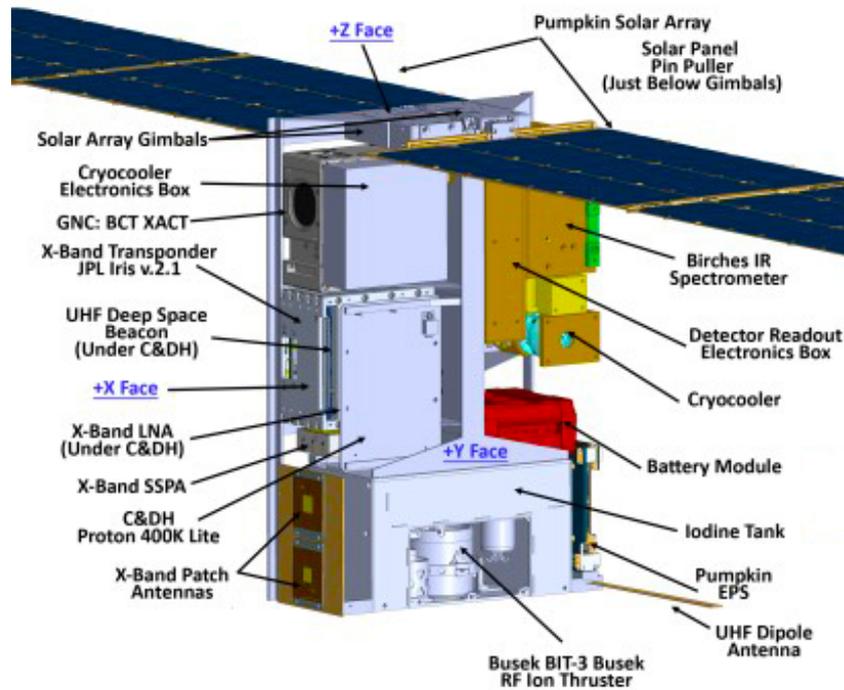


Figura 5.3: Vista del microsatellite Lunar IceCube con in evidenza la posizione ed il nome dei componenti interni [16]

In Figura 5.3 si evince la complessità e la compattezza del Lunar IceCube, propria comunque di tutti i CubeSat, dove, in un volume di $30 \times 20 \times 10 \text{ cm}^3$ sono stati inseriti tutti i componenti necessari ad una missione in orbita lunare. Nell'analizzare la sua configurazione ci si è concentrati sull'ADCS, sulle batterie, sul computer di bordo, sui pannelli solari e sui sistemi di telecomunicazioni mentre il payload e il sistema propulsivo sono stati tralasciati in quanto non di interesse.

5.2 Configurazione interna del dimostratore orbitale

La configurazione del microsatellite, che verrà impiegato come dimostratore orbitale, era già stata abbozzata da uno stagista sempre basandosi sul Lunar IceCube ed il risultato è visibile nelle Figure 5.4 e 5.5.

Nel confronto tra il dimostratore orbitale ed il microsatellite si può notare come gli ingombri dell'ADCS, del pacco batterie e dell'avionica, rappresen-

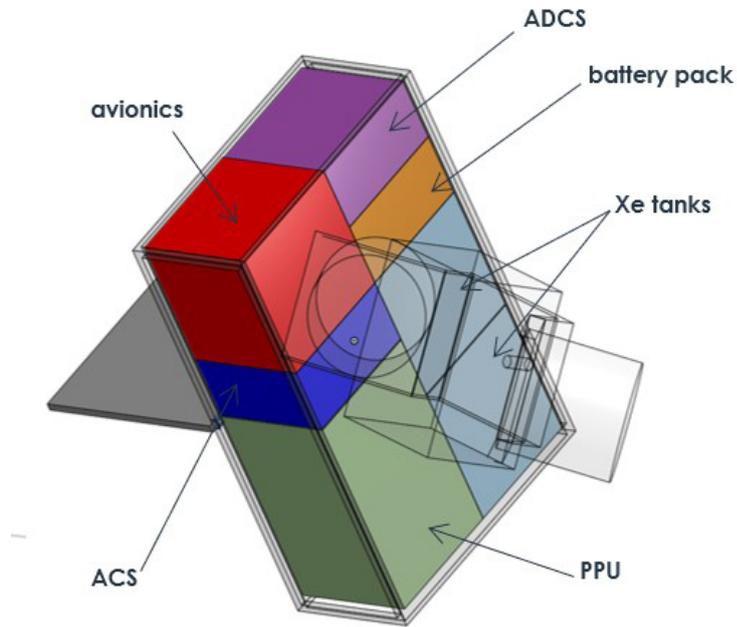


Figura 5.4: Configurazione interna di partenza del dimostratore orbitale

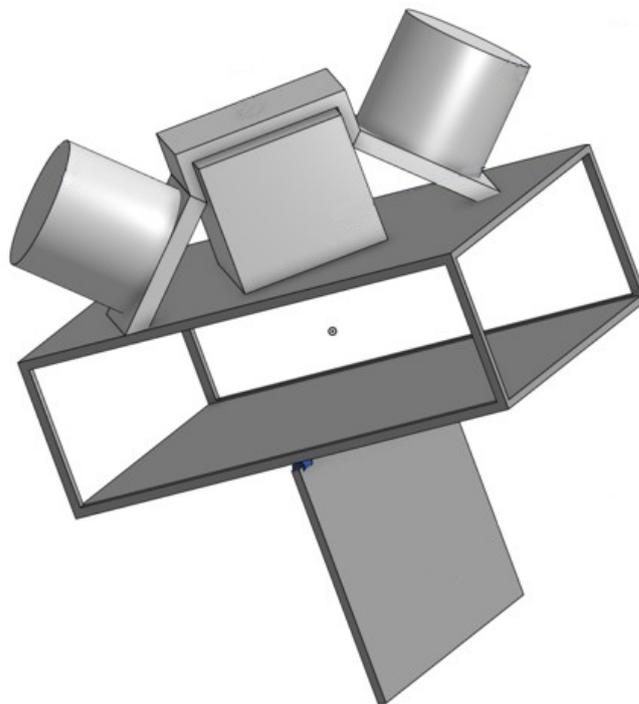


Figura 5.5: Configurazione esterna di partenza del dimostratore orbitale

tato dall'avionics in Figura 5.4 e dal C&DH più il transponder in Figura 5.3, siano uguali.

Partendo da queste basi si è quindi continuata la ricerca dei componenti adatti almeno in prima battuta alla missione in questione e questi sono stati modellati, principalmente i loro ingombri, e posizionati nel satellite utilizzando il software *CAD CATIA v5*.

5.2.1 Serbatoio

L'obiettivo del dimostratore è testare il corretto funzionamento dei propulsori seguendo una scaletta di accensioni con tempi e quote prestabilite. Sorge perciò la necessità di dedicare, come si può notare in Figura 5.4, una buona parte del volume per il serbatoio del propellente. È richiesto come requisito che il serbatoio abbia un volume interno di 1 l , in cui lo Xenon verrebbe alloggiato ad una pressione di circa 150 bar in condizioni supercritiche, e che lo spazio utilizzato per il serbatoio si attesti intorno alle 2U comprensivo di supporti e condotti fluidici per convogliare il propellente ai propulsori.

Di norma i serbatoi per lo Xenon sono composti da un involucro di Titanio a contatto con il propellente, sulla cui superficie sono poste piccole strisce di heaters utilizzati per riscaldare il gas all'interno, in modo da mantenerlo in condizioni supercritiche, il tutto involuppato con un composito di fibra di carbonio immersa in una matrice polimerica.

5.2.2 PPU

Un'altra rilevante frazione del volume interno viene ad essere occupata dalla PPU che deve alimentare il generatore di radiofrequenze, simulato in forma di cubo nella Figura 5.5, i due micropropulsori ed i neutralizzatori. Questo però dovrà occupare un volume che al momento è $1.5\div 2\text{U}$. Per questo studio si è scelto un ingombro pari ad 1.5U e questo volume è teoricamente raggiungibile come riportato da [20] che afferma che per il Lunar IceCube è possibile ridurre le dimensioni della PPU utilizzata da 1.25U a 0.75U . L'utilizzo di due unità affiancate o l'unione delle due in un'unica PPU andrebbe ad essere la soluzione adatta da utilizzare sul dimostratore in questione.

Come si può vedere dalla Figura 2.4, la PPU ha su due dei suoi lati dei piedini che ne permettono il fissaggio alla struttura del microsatellite. La parete che è a contatto con l'involucro del satellite inoltre è quella demandata alla dissipazione della maggior parte del calore generato dall'unità in quanto le schede elettroniche sono state disposte in modo tale da convogliare tutto il

Tabella 5.1: Tabella con dati relativi ai quattro ADCS disponibili

ADCS	XACT-15	MAI-400
Volume [cm^3]	$10 \times 10 \times 5$	$10 \times 10 \times 5.59$
Massa [Kg]	0.885	0.694
Accuratezza di puntamento [$^\circ$]	± 0.003 (2 assi) ± 0.007 (terzo asse)	/
Voltaggio [V]	12	5
Potenza [W]	/	7.2
Momentum	15	$9.4 \div 11$
Storage [$mNms$]		
ADCS	KU Leuven	XACT-50
Volume [cm^3]	$9.1 \times 9.6 \times 5$	$10 \times 10 \times 7.54$
Massa [Kg]	0.715	1.23
Accuratezza di puntamento [$^\circ$]	< 0.1	± 0.003 (2 assi) ± 0.007 (terzo asse)
Voltaggio [V]	5 & 3.3	12
Potenza [W]	1.4	/
Momentum	$4 \div 6$	50
Storage [$mNms$]		

calore generato sul lato in questione. Basandosi su dati relativi ad altre PPU è stato deciso che la potenza dissipata dall'unità in questione è pari a $35 W$.

5.2.3 ADCS

L'Attitude Determination and Control System è il sistema preposto alla determinazione e alla correzione dell'assetto del satellite. Per effettuare la determinazione dell'assetto si utilizzano particolari sensori che analizzano la volta celeste, la posizione del Sole, il contrasto tra l'emissione di radiazione infrarossa della Terra e lo spazio profondo oppure dei magnetometri. Di solito la scelta per la determinazione dell'assetto ricade su una combinazione di magnetometri e un altro tra i primi tre sensori solo però se si è in prossimità di un campo magnetico esterno altrimenti questi diventano inutili. Per il controllo dell'assetto, sia questo dovuto al mantenimento di un preciso puntamento o al cambiamento della direzione del satellite, possono essere impiegati i torquer magnetici, le ruote di reazione o piccoli propulsori, questi ultimi utilizzati però solo su satelliti di dimensioni maggiori. Le dimensioni del satellite, la sua orbita ed eventuali requisiti stringenti in fatto di accura-

tezza di puntamento o rumore generato dai componenti portano a preferire alcune soluzioni invece di altre.

La scelta dell'ADCS del Lunar IceCube è ricaduta sull'XACT-15 prodotto dalla Blue Canyon Technologies, il quale è un sistema integrato con un sensore stellare (Star Tracker), almeno tre ruote di reazione e torquer magnetici. Nello specifico l'ADCS di Lunar IceCube è stato personalizzato in quanto la Luna non ha un campo magnetico quindi i magnetorquer si rivelerebbero inutili e sono stati rimpiazzati da un'ulteriore ruota di reazione [20].

Per quanto riguarda la soluzione scelta per il dimostratore tecnologico, l'XACT-15 può essere adatto, anche se è dichiarato per nanosatelliti con volume pari a 3U, come sono adatti altri due concorrenti: MAI-400 ADACS, [15], e KU Leuven ADCS, [11]. Tutti e tre hanno le stesse dimensioni e masse paragonabili mentre le altre caratteristiche sono piuttosto differenti. É inoltre possibile prendere in considerazione un altro ADCS prodotto dalla stessa azienda dell'XACT-15, l'XACT-50, [19]. La differenza con gli altri tre sistemi è legato alle dimensioni ma soprattutto alla diversa quantità di momento immagazzinabile dalle ruote di reazione. Le differenze tra i vari sistemi appena esposti sono visibili alla Tabella 5.1.

5.2.4 Sensori neutralizzazione

Saranno presenti due sensori, uno a contatto con il microsatellite e uno posto a distanza, per verificare che la propulsione rispetti le previsioni, che la neutralizzazione avvenga in maniera corretta, che il microsatellite non si carichi negativamente e che l'efficienza di spinta rimanga tale, sia in termini di modulo e di vettore spinta. Tra questi sensori vi sarà un controllore di corrente ad elevata risoluzione per correnti nell'ordine dei mA-nA, accelerometri e giroscopi, controllori di corrente e voltaggio per monitorare la spinta e misurare eventuali perturbazioni, sonde di Langmuir per la misurazione della densità della corrente di ioni ed elettroni.

5.2.5 Batterie

Il pacco batterie permette di fornire potenza ai vari sottosistemi anche quando il satellite si trova in ombra e perciò i pannelli solari non possono generare energia.

Lo spazio dedicato alle batterie è legato soprattutto a quanto volume occupano la PPU e l'ADCS, soprattutto la seconda dato che la prima è stata ipotizzata di volume pari a 1.5U. Tuttavia, effettuando ricerche, un pacco

batterie da quattro celle con una capacità di circa $45 Wh$ occuperebbe un volume non superiore a $0.5U$. Questo valore di capacità sarebbe adeguato per questo microsatellite relativamente all'orbita che deve percorrere e quindi al massimo periodo di eclissi che si trova a dover sopportare in relazione ai componenti interni che devono rimanere in funzione durante questo lasso di tempo.

5.2.6 OBC

L'On-Board Computer è quel componente il cui scopo è gestire tutte le azioni per permettere il funzionamento del satellite. Inoltre, questo sistema comunica con tutti i sottosistemi per verificarne lo stato.

Le dimensioni degli OBC COTS sono comunque contenute in meno di $0.5U$ e con consumi $< 1 W$.

5.2.7 Telecomunicazioni

Per quanto riguarda le telecomunicazioni sono necessari dei transceiver, ritrasmettitori, che permettono di ricevere ed inviare un segnale ad un'antenna che lo propaga nello spazio trasformando la corrente elettrica in onda elettromagnetica e viceversa.

In questo caso il transceiver ha, all'incirca, le dimensioni dell'OBC ed entrambi possono occupare facilmente $1U$ del satellite. Per quanto riguarda l'antenna, questa verrà posta su uno dei lati corti del satellite cercando di indirizzarla verso la Terra soprattutto quando il microsatellite passerà sulle aree dove è presente la Ground Station. Questa situazione permetterà una comunicazione con la Terra per l'invio dei dati relativi agli esperimenti, allo stato dei componenti o altre informazioni.

5.2.8 Propulsori

I propulsori considerati per questo studio sono del tipo a ioni con griglia e sono stati modellizzati come cilindri di Titanio del diametro di $78 mm$, di altezza pari a $76 mm$ e di massa pari a $440 g$. Attraverso quattro fori nella base questi vengono bloccati a delle piastre. In base a dati forniti, la dissipazione di questi micropropulsori è pari a $15 W$ ciascuno.

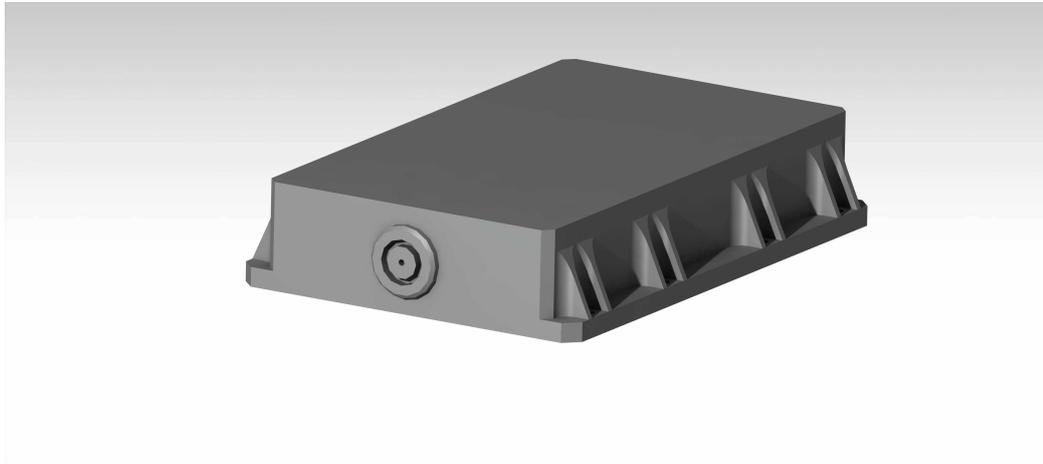


Figura 5.6: Rappresentazione grafica dell'RFG generata sul software *CATIA*

5.2.9 RFG

Il generatore di radiofrequenze, Radio-Frequency Generator, in Figura 5.6 è quel componente demandato alla generazione del plasma all'interno della camera di scarica del motore per i propulsori a ioni con griglia. Dopo alcuni tentativi di posizionamento si è giunti alla conclusione che la miglior sistemazione per questo componente è all'esterno del microsatellite. Infatti il suo eventuale posizionamento all'interno avrebbe privato dello spazio necessario alla sistemazione dei componenti senza contare l'ingombro dei connettori di cui si parlerà più avanti.

Come per la PPU, anche l'RFG ha dei fori che ne permettono il fissaggio e proprio la base su cui appoggia è quella demandata alla dissipazione del calore prodotto, pari a 15 W . È stato considerato un RFG con dimensioni pari a $173\text{ mm} \times 115\text{ mm} \times 33\text{ mm}$ e di massa pari a 880 g , con un intervallo di temperatura di utilizzo di $-30^\circ \div 50^\circ\text{ C}$.

5.3 Power Budget

Il Power Budget è una somma di valori in questo caso però è una stima, di richiesta di potenza del microsatellite. Solitamente ogni componente ha più modalità operative per cui possono esistere più Power Budget tuttavia, in questo caso, se ne considererà solo uno, quello legato alla potenza di picco, ossia quel caso in cui tutti i componenti vengano messi in funzione contemporaneamente attivando la modalità operativa più dispendiosa dal punto di

Tabella 5.2: Peak Power Budget

Componente	Potenza [W]	Margine [%]	Potenza Totale [W]
<i>ADCS</i>	8	20	9.6
<i>Batterie</i>	0.4	20	0.5
<i>EPS</i>	98	5	102.9
<i>OBC</i>	1	20	1.2
<i>Telecom</i>	4.5	20	5.4
<i>Totale</i>	111.9		119.6

vista della potenza richiesta. In Tabella 5.2 è riportato il Power Budget del microsatellite.

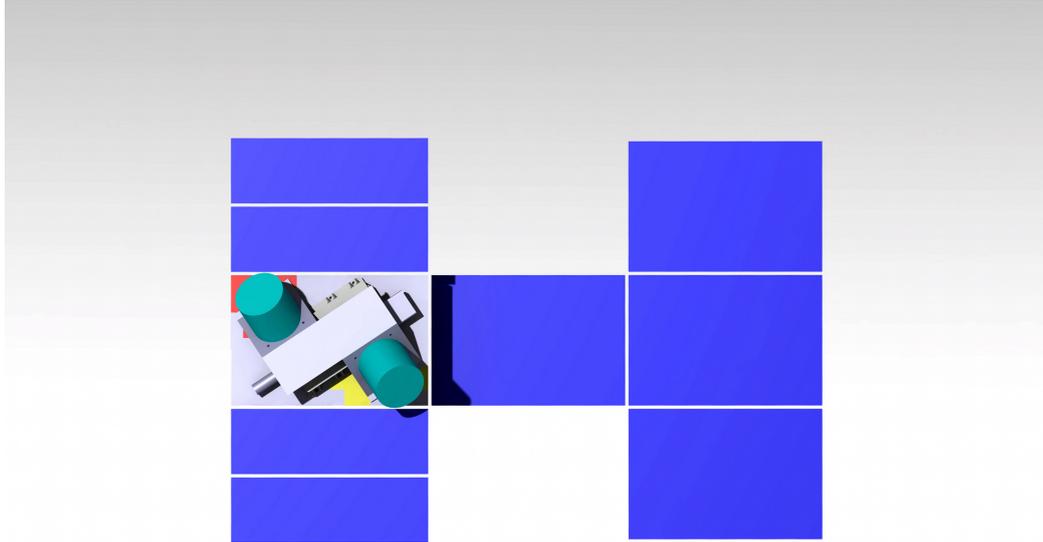
Il Power Budget riportato in Tabella 5.2 è, come detto in precedenza, una stima della possibile richiesta di potenza del microsatellite. Poichè alcuni componenti non sono ancora stati definiti e potrebbero richiedere maggiore potenza di picco.

Nota la richiesta di potenza massima è possibile definire la metratura dei pannelli solari per permettere la produzione della potenza necessaria. Tuttavia, i pannelli solari dovrebbero essere progettati in modo tale che riescano a soddisfare la richiesta di potenza a fine vita (EOL) del satellite quando i pannelli stessi hanno subito un degrado delle proprietà di generazione della potenza per la continua esposizione all'ambiente spaziale. Questo problema può, comunque, essere escluso in quanto la vita del microsatellite in questione è legata principalmente al test che si deve svolgere e che sarà di breve durata per cui si può considerare la potenza richiesta ad inizio vita (BOL) più un piccolo margine come accettabile. Ipotizzando un margine del 5%, il Power Budget raggiunge un valore pari a 125 W.

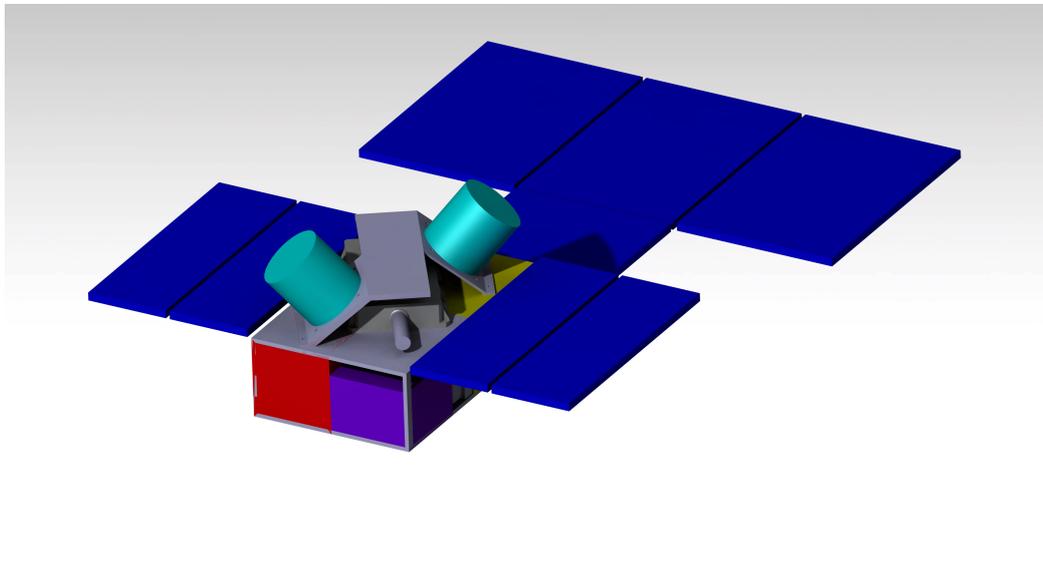
5.3.1 Pannelli solari

I pannelli solari sono quei componenti demandati alla produzione di potenza per alimentare tutti i sottosistemi e per ricaricare le batterie. Ne esistono molte tipologie ma quella più utilizzata è composta con celle di Arsenuro di Gallio e può avere rendimenti nell'intorno del 30%.

Per soddisfare il Power Budget si è scelto di basarsi sui prodotti della Blue Canyon Technologies [19] scegliendo quattro pannelli di 600 cm^2 ciascuno e quattro pannelli di 300 cm^2 , tutti dispiegabili. Un render del satellite con la disposizione dei pannelli è visibile alla Figura 5.7.



(a) Vista in pianta del microsatellite



(b) Rappresentazione del microsatellite con pannelli dispiegati

Figura 5.7: Immagini del microsatellite con pannelli solari dispiegati

Tabella 5.3: Tabella del Mass Budget già comprensivo di margini esclusi la massa del propellente, della PPU e dei pannelli solari

Componente	Massa [Kg]
<i>ADCS</i>	1.29
<i>Batterie</i>	0.38
<i>FCU</i>	0.15
<i>OBC</i>	0.15
<i>Propulsori</i>	1.06
<i>RFG</i>	0.93
<i>Serbatoio</i>	1.22
<i>Struttura</i>	1.16
<i>Supporto</i>	0.35
<i>Telecom</i>	0.11
Totale	6.80
Totale con margine	8.16

5.4 Mass Budget

Il Mass Budget è il calcolo della massa del satellite, in questo caso una stima, che viene svolto come in precedenza si è effettuato il Power Budget. Non essendo a conoscenza della quantità di propellente all'interno del serbatoio, nè della massa della PPU nè dei pannelli solari, tutti questi sono stati esclusi dal calcolo. La stima è visibile in Tabella 5.3 già comprensiva dei margini. La voce supporto rappresenta il supporto di ancoraggio dei micropropulsori ed il suo valore verrà discusso nel capitolo successivo.

Capitolo 6

Creazione di supporti per propulsori e loro analisi modale

6.1 Prime tre versioni del supporto

Selezionati i componenti che andranno ad essere integrati nel microsatellite, si è passati alla creazione del supporto per i micropropulsori basandosi anche sulla precedente idea mostrata in Figura 5.5. Le prime versioni, ideate quando ancora non si era certi della forma, delle dimensioni e del posizionamento dell'RFG sono rappresentate alle Figure 6.1. Il primo è stato ideato considerando il generatore cubico, come mostrato in Figura 5.5, gli altri due immaginando che l'RFG fosse stato alloggiato all'interno del satellite.

6.1.1 Creazione dei modelli

Sfruttando questi concept come base di partenza sono stati ideati tre supporti differenti tra loro. In comune hanno il generatore di radiofrequenze che è frapposto tra il bracket e la struttura del microsatellite ed è usato come sostegno al supporto. Inoltre, come si può notare alle Figure 6.2, i primi due hanno un'ulteriore aspetto che li accomuna: l'RFG, di conseguenza il supporto considerato che gli è appoggiato sopra, è parallelo alla direzione longitudinale del microsatellite. Invece, il terzo supporto viene ruotato, in maniera solidale con il generatore, portandosi sulla diagonale del pannello superiore della struttura del microsatellite.

Dovendo supportare i due propulsori, soggetti del test orbitale, tutti e tre i supporti di cui alla Figura 6.2 si compongono di due piastre piane con

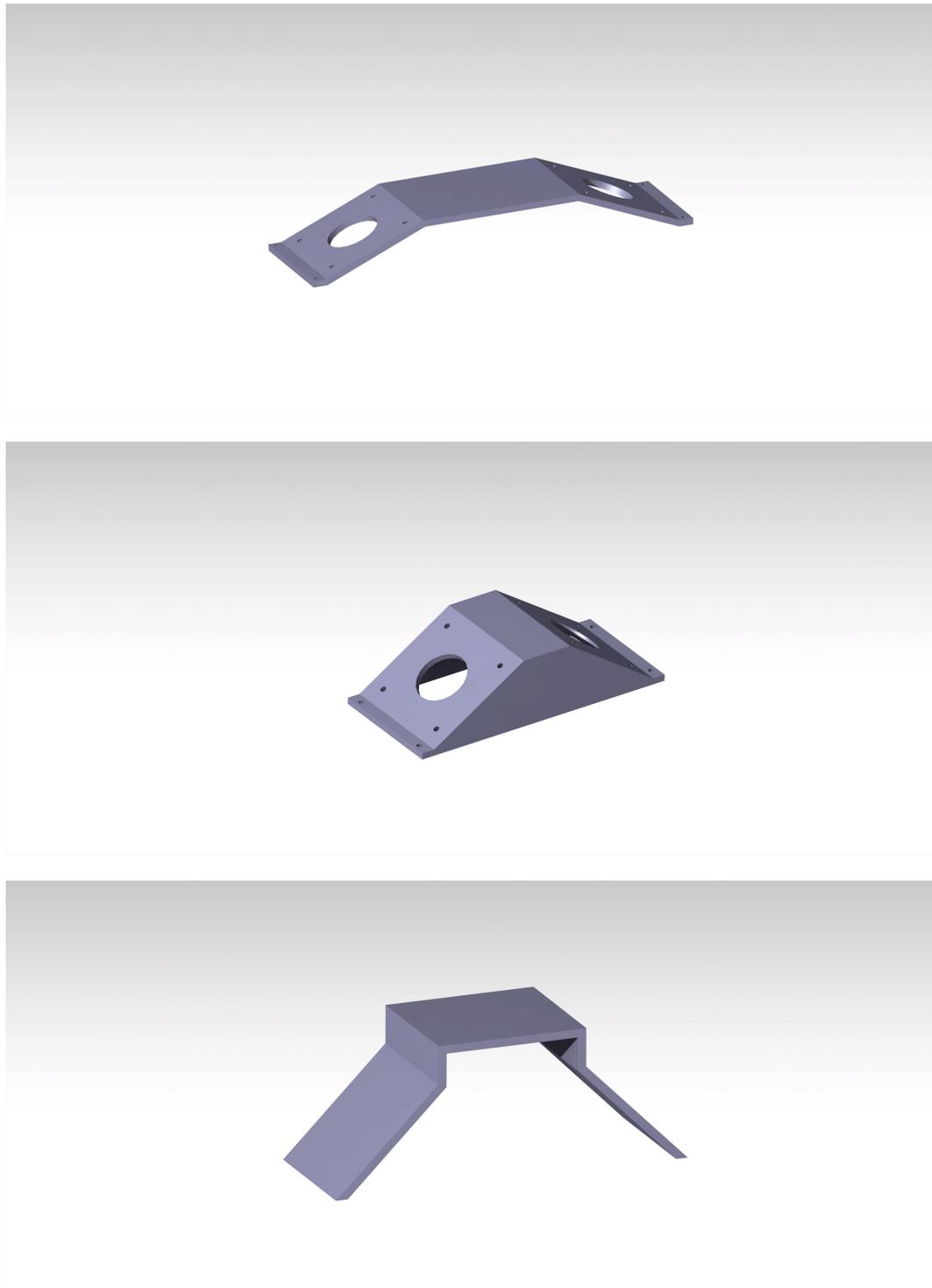
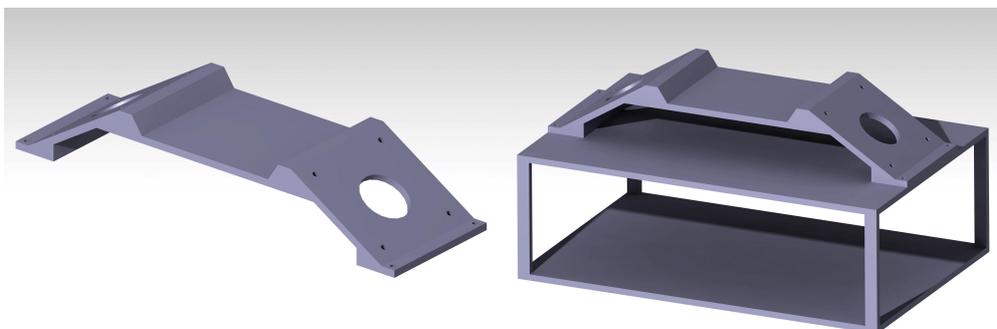
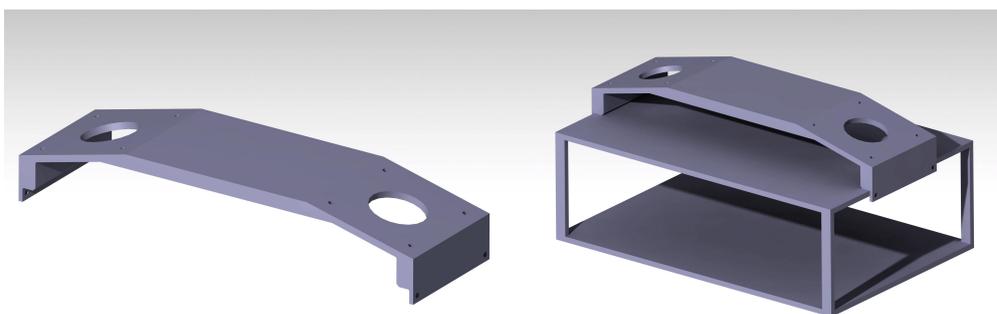


Figura 6.1: Prime tre ipotesi di supporto per micropropulsori



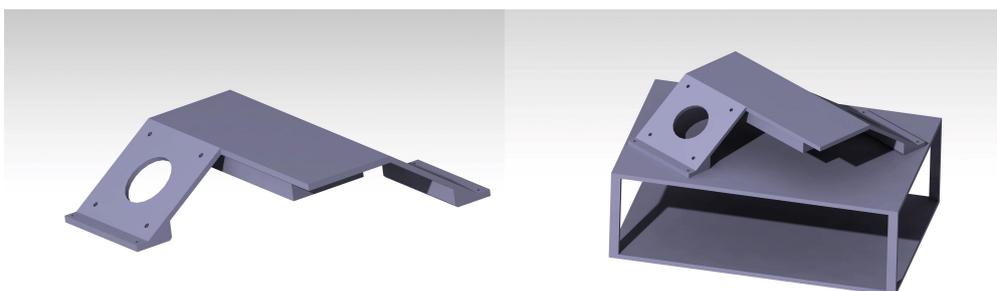
(a) Bracket Longitudinale 1

(b) Bracket Longitudinale 1 su microsatellite



(c) Bracket Longitudinale 2

(d) Bracket Longitudinale 2 su microsatellite



(e) Bracket Ruotato

(f) Bracket Ruotato su microsatellite

Figura 6.2: Prime tre versioni del supporto per micropropulsori

quattro piccoli fori $M4$ ciascuna per poter fissare i motori e al centro un foro di dimensione maggiore per eventuali cablaggi o condotti che potrebbero alimentare i propulsori. Inoltre sono presenti due piccole appendici collegate alle piastre con due fori $M4$ ciascuna, concepiti per fissare il supporto al satellite.

Bracket_long1 è stato progettato in modo che occupasse tutta la lunghezza disponibile della superficie superiore del microsatellite, superficie per Z positiva, quindi 300 mm mentre ha una larghezza di 90 mm per un'altezza massima di circa 50 mm . *Bracket_long2*, invece, sconfinava oltre la superficie disponibile dato che i punti di ancoraggio vanno ad essere non sulla faccia superiore del microsatellite ma sui suoi lati. Entrambi hanno due piani di simmetria: quello longitudinale e quello trasversale.

Il terzo supporto, denominato *Bracket_rot*, è stato ideato a partire dall'idea del modello in Figura 5.5. L'idea è che il sostegno sfrutti il più possibile la superficie superiore offerta dal microsatellite andando a ruotare RFG e quindi anche il supporto su di esso appoggiato.

I modelli dei supporti sono stati creati sul software *CAD* (Computer-Aided Design) *CATIA v5* e salvati nel formato *IGES* (Initial Graphics Exchange Specification), formato non esclusivo di alcun software o softwarehouse creato appositamente per scambiare dati, file grafici, informazioni tra sistemi *CAD*. Quindi le versioni *Bracket_long1*, *Bracket_long2* e *Bracket_rot* sono state importate sul software *Femap* di *Siemens PLM* dove sono state effettuate la pre e post-processazione dei dati di tutti i supporti analizzati in questo lavoro. Per quanto riguarda l'analisi dei modelli si è invece usato il programma *MSC Nastran*, per cui il modello veniva generato su *Femap* con gli elementi necessari alla sua definizione matematica quindi esportato come file di testo in formato *.dat* o *.nas* e lanciato su *Nastran* dove avveniva la simulazione. Infine i risultati erano caricati, solitamente in formato *.op2*, sulla precedente sessione del software di *Siemens* per analizzare i risultati. Questi potevano anche essere analizzati tramite uno dei file di testo che il solutore fornisce in output alla fine dell'analisi, solitamente nel formato *.f04*.

In conseguenza del fatto che il microsatellite che si sta studiando non è un payload primario per il lanciatore che lo metterà in orbita e perciò, al momento, non ha una specifica allocazione all'interno del volume di lancio e quindi un esatto profilo di carichi a cui sarà soggetto, si è deciso di dimensionarlo non rispetto ai carichi di lancio ma in rigidità.

Poichè la simulazione richiesta al solutore era l'analisi modale, si è dovuto fare

attenzione che ogni file esportato da Femap avesse alla riga *SOL* una delle due scritte: *103* oppure *SEMODES*. La prima è la denominazione comunemente usata per indicare al solutore che gli si richiede di effettuare un'analisi modale, mentre la seconda indica la stessa richiesta ma è specifica per Nastran ed è automaticamente generato durante l'esportazione del file di testo una volta scelto il software che si andrà ad utilizzare come solutore.

Infine si è definito un intervallo di frequenze all'interno del quale il supporto può essere considerato adatto: $120 \div 130$ Hz. Dal prossimo paragrafo verranno forniti i risultati delle analisi dei supporti creati cercando di raggiungere come obiettivo l'intervallo di frequenza definito.

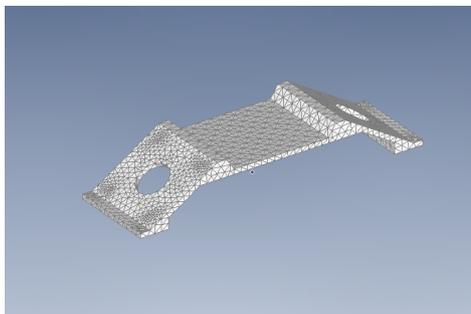
6.1.2 Analisi dei modelli

Per i supporti in questione si sono tentati due diversi percorsi: la prima strada ha impiegato il modello in tutte le sue dimensioni sfruttando gli elementi tridimensionali *Tet10*. La seconda strada è invece consistita nel tentare di effettuare delle simulazioni computazionalmente meno dispendiose, generando la superficie intermedia del supporto tridimensionale, attraverso gli strumenti forniti dal software. Queste superfici create sono quindi state discretizzate tramite elementi bidimensionali, *Tria3* per le aree con fori e *Quad4* per le aree non forate, ed è stato fornito loro un valore di spessore in modo da poter simulare il supporto in tutte e tre le dimensioni. Mentre lo spessore era fornito a mano a seconda delle esigenze, l'estensione degli elementi è decisa dal software in base ad un parametro fornito definito Mesh Size. È poi programma stesso, in base allo spazio disponibile ed alla geometria che il modello ha, a scegliere effettivamente la superficie degli elementi. Scopo di questi due differenti analisi era verificare l'effettiva correlazione del modello bidimensionale con quello 3D che avrebbe permesso di risparmiare del tempo a livello computazionale.

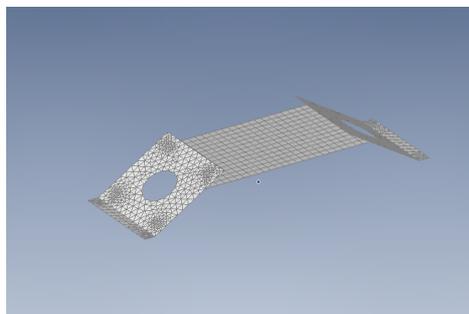
Per quanto concerne il materiale del supporto sono state prese in considerazione quattro diverse leghe di Alluminio: Al 2024, Al 2219, Al 6061, Al 7075. Le loro caratteristiche, riportate in Tabella 6.1, sono state fornite dal database del software Femap.

Sono quindi state lanciate le analisi dei tre modelli discretizzate con elementi solidi, i risultati sono visibili in Tabella 6.2. Le Tabelle 6.3, 6.4 e 6.5 riferite rispettivamente alle Figure 6.4, 6.5 e 6.6 indicano lo spessore delle diverse pareti al variare dei casi.

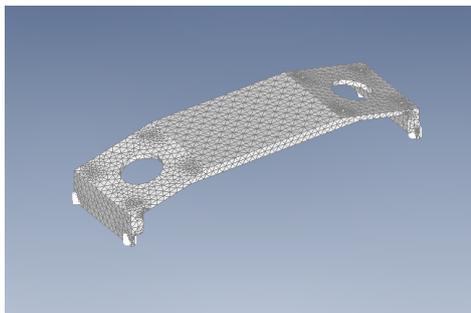
Creati i modelli bidimensionali a partire da quelli tridimensionali utilizzando il comando *Midsurface* e successivamente *NonManifold-Add* per la connesio-



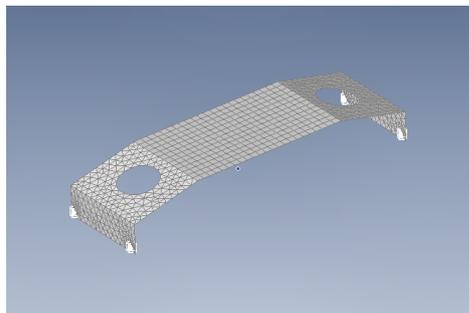
(a) Bracket Longitudinale 1 con elementi solidi



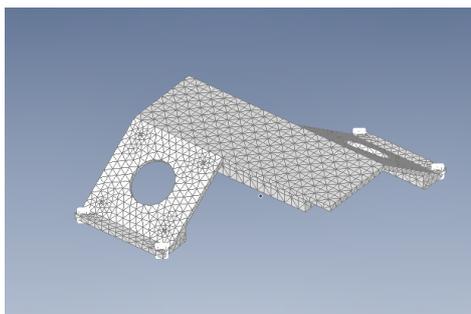
(b) Bracket Longitudinale 1 con elementi bidimensionali



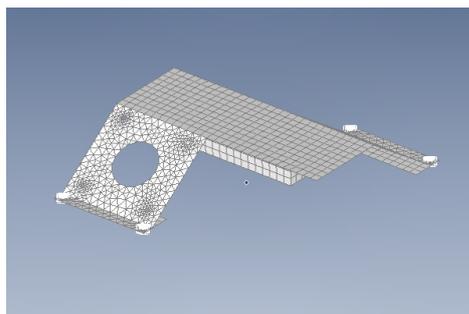
(c) Bracket Longitudinale 2 con elementi solidi



(d) Bracket Longitudinale 2 con elementi bidimensionali prima versione



(e) Bracket Ruotato con elementi solidi



(f) Bracket Ruotato con elementi bidimensionali

Figura 6.3: Confronto dei tre supporti meshati con elementi bidimensionali e tridimensionali

Tabella 6.1: Tabella con riportati i valori caratteristici dei materiali usati per le analisi modali

Materiali	Al 2024	Al 2219	Al 6061	Al 7075
Modulo di Young E [MPa]	73084.5	73084.5	68947.6	71705.5
Densità [Kg/m ³]	2.768e-9	2.851e-9	2.713e-9	2.796e-9
Conduttività k [W/mm °C]	0.188	0.172	0.179	0.121
Calore Specifico Cp [mJ/ton °C]	9.21e+8	8.64e+8	9.63e+8	9.63e+8

Tabella 6.2: Tabella dei valori di prima frequenza modale non rigida per i tre supporti con elementi tridimensionali

Bracket Long 1	f_{Al2024} [Hz]	f_{Al2219} [Hz]	f_{Al6061} [Hz]	f_{Al7075} [Hz]
<i>Caso 1</i>	257,70	253,92	252,83	253,98
<i>Caso 2</i>	204,03	201,04	200,17	201,08
<i>Caso 3</i>	149,15	146,96	146,33	146,99
<i>Caso 4</i>	121,79	120,00	119,49	120,03
<i>Caso 5</i>	120,95	119,17	118,66	119,20
Bracket Long 2	f_{Al2024} [Hz]	f_{Al2219} [Hz]	f_{Al6061} [Hz]	f_{Al7075} [Hz]
<i>Caso 1</i>	313,51	308,91	307,55	308,98
Bracket Rot	f_{Al2024} [Hz]	f_{Al2219} [Hz]	f_{Al6061} [Hz]	f_{Al7075} [Hz]
<i>Caso 1</i>	226,25	222,94	221,98	222,99
<i>Caso 2</i>	76,47	75,35	75,03	75,37
<i>Caso 3</i>	128,52	126,63	126,09	126,66
<i>Caso 4</i>	92,14	90,79	90,40	90,81

Tabella 6.3: Tabella con visualizzazione dello spessore delle superfici del supporto *Bracket.long1* mostrato in Figura 6.4 per come sono state fornite nel caso 2D

Longit 1	E.S. Quad4	E.S. Tria3	s_1 [mm]	s_2 [mm]	s_3 [mm]
<i>Caso 1</i>	7	7	5	5	5
<i>Caso 2</i>	7	7	4	4	4
<i>Caso 3</i>	7	7	3	3	3
<i>Caso 4</i>	7	7	2,5	2,5	2,5
<i>Caso 5</i>	3	3	2,5	2,5	2,5

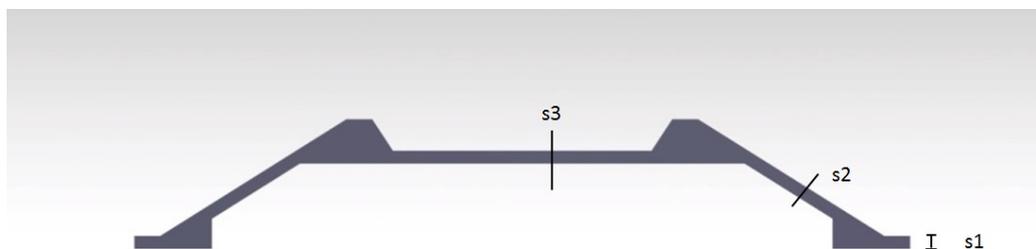


Figura 6.4: Vista laterale di *Bracket_long1* con in evidenza gli spessori delle piastre

Tabella 6.4: Tabella con visualizzazione dello spessore delle superfici del supporto *Bracket_long2* mostrato in Figura 6.5 per come sono state fornite nel caso 2D

Longit 2	Midsurf 1	E.S. Quad4	E.S. Tria3	s_1 [mm]	s_2 [mm]	s_3 [mm]
<i>Caso 1</i>		7	7	5	5	5
Longit 2	Midsurf 2	E.S. Quad4	E.S. Tria3	s_1 [mm]	s_2 [mm]	s_3 [mm]
<i>Caso 1</i>		7	7	4	4	4

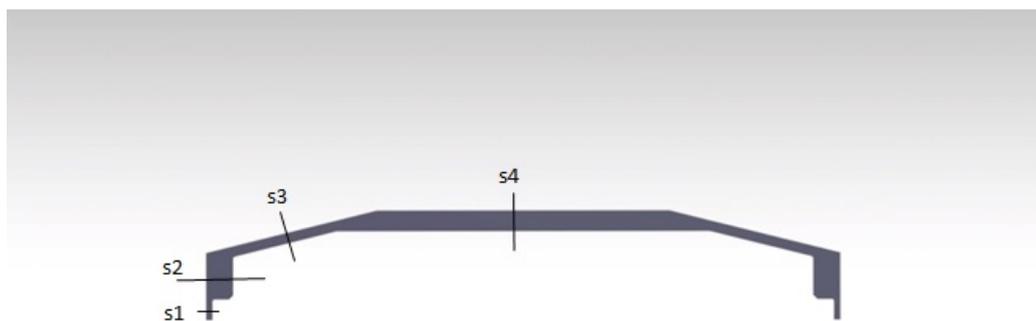


Figura 6.5: Vista laterale di *Bracket_long2* con in evidenza gli spessori delle piastre

Tabella 6.5: Tabella con visualizzazione dello spessore delle superfici del supporto *Bracket_rot* mostrato in Figura 6.6 per come sono state fornite nel caso 2D

Ruotato	E.S. Quad4	E.S. Tria3	s_1 [mm]	s_2 [mm]	s_3 [mm]	s_4 [mm]
<i>Caso 1</i>	7	7	5	4	5	5
<i>Caso 2</i>	7	7	3	3	5	2
<i>Caso 3</i>	7	7	2	1,5	2	1
<i>Caso 4</i>	7	7	2	2	3	1
<i>Caso 5</i>	7	7	2	2	2	1,5
<i>Caso 6</i>	3	3	2	2	3	1

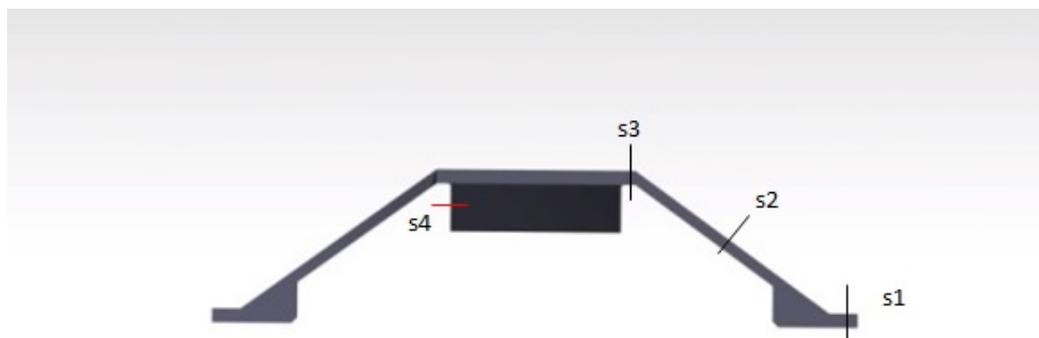
Figura 6.6: Vista laterale di *Bracket_rot* con in evidenza gli spessori delle piastre

Tabella 6.6: Tabella dei valori di prima frequenza modale non rigida per i tre supporti con elementi bidimensionali

Bracket Long 1	$f_{A12024} [Hz]$	$f_{A12219} [Hz]$	$f_{A16061} [Hz]$	$f_{A17075} [Hz]$
<i>Caso 1</i>	262,11	258,27	257,15	258,33
<i>Caso 2</i>	209,94	206,86	205,97	206,90
<i>Caso 3</i>	157,64	155,33	154,66	155,36
<i>Caso 4</i>	131,44	129,52	128,96	129,54
<i>Caso 5</i>	131,51	129,58	129,02	129,61
Longit 2 Midsurf 1	$f_{A12024} [Hz]$	$f_{A12219} [Hz]$	$f_{A16061} [Hz]$	$f_{A17075} [Hz]$
<i>Caso 1</i>	389,37	383,66	382,01	383,74
Longit 2 Midsurf 2	$f_{A12024} [Hz]$	$f_{A12219} [Hz]$	$f_{A16061} [Hz]$	$f_{A17075} [Hz]$
<i>Caso 1</i>	276,76	272,70	271,52	272,76
Bracket Rot	$f_{A12024} [Hz]$	$f_{A12219} [Hz]$	$f_{A16061} [Hz]$	$f_{A17075} [Hz]$
<i>Caso 1</i>	223,86	220,58	219,62	220,62
<i>Caso 2</i>	98,27	96,83	96,41	96,85
<i>Caso 3</i>	145,14	143,01	142,39	143,04
<i>Caso 4</i>	114,70	113,02	112,53	113,04

ne delle diverse superfici intermedie generate, sono state lanciate le analisi. In Tabella 6.6 sono visibili i risultati. Si noti che del *Bracket.long2* sono state create due versioni bidimensionali in base al modo in cui è stata generata la superficie intermedia.

Tra i valori di frequenza dei casi 2D e 3D si nota una discrepanza sempre maggiore al variare dei casi, nello specifico al diminuire dello spessore delle piastre. Questa differenza, evidente in Tabella 6.7, è dovuta al fatto che il supporto modellizzato con la superficie intermedia non riesce a riprodurre gli stessi risultati del modello solido. Per questo motivo da qui in poi la modellizzazione 2D basata sulla superficie intermedia verrà abbandonata e verrà utilizzato solo il modello con elementi di mesh solidi.

La significativa differenza del valore della frequenza tra il modello bi e tridimensionale è dovuta alla differenza di massa tra i due. Infatti nel supporto tridimensionale vi è un maggior volume e di conseguenza, a pari lega di alluminio con stessa densità, maggior massa rispetto a quello 2D. Maggiore è questa, maggiore è lo smorzamento della frequenza risultante.

La differenza di volume tra i due modelli è dovuta al metodo di creazione

Tabella 6.7: Tabella con gli errori percentuali tra il caso 2D ed il rispettivo caso 3D

Bracket Long 1	$err\%_{A12024}$	$err\%_{A12219}$	$err\%_{A16061}$	$err\%_{A17075}$
<i>Caso 1</i>	1,711	1,713	1,709	1,713
<i>Caso 2</i>	2,897	2,895	2,898	2,894
<i>Caso 3</i>	5,692	5,695	5,693	5,694
<i>Caso 4</i>	7,923	7,933	7,925	7,923
<i>Caso 5</i>	8,731	8,735	8,731	8,733
Longit 2 Midsurf 1	$err\%_{A12024}$	$err\%_{A12219}$	$err\%_{A16061}$	$err\%_{A17075}$
<i>Caso 1</i>	24,197	24,198	24,211	24,196
Longit 2 Midsurf 2	$err\%_{A12024}$	$err\%_{A12219}$	$err\%_{A16061}$	$err\%_{A17075}$
<i>Caso 1</i>	11,722	11,722	11,715	11,722
Bracket Rot	$err\%_{A12024}$	$err\%_{A12219}$	$err\%_{A16061}$	$err\%_{A17075}$
<i>Caso 1</i>	1,056	1,059	1,063	1,063
<i>Caso 2</i>	28,508	28,507	28,495	28,499
<i>Caso 3</i>	12,932	12,935	12,927	12,932
<i>Caso 4</i>	24,484	24,485	24,480	24,480

Tabella 6.8: Tabella che mostra la differenza di volume tra il caso 2D e 3D

Bracket Long 1	<i>Volume 2D</i> [m^3]	<i>Volume 3D</i> [m^3]	<i>err%</i> _{Vol}
<i>Caso 1</i>	$1,55 \times 10^{-4}$	$2,05 \times 10^{-4}$	24,47
<i>Caso 2</i>	$1,24 \times 10^{-4}$	$1,52 \times 10^{-4}$	18,50
<i>Caso 3</i>	$9,29 \times 10^{-5}$	$1,25 \times 10^{-4}$	25,56
<i>Caso 4</i>	$7,74 \times 10^{-5}$	$7,74 \times 10^{-5}$	30,38
<i>Caso 5</i>	$7,74 \times 10^{-5}$	$7,74 \times 10^{-5}$	30,38
Longit 2 Midsurf 1	<i>Volume 2D</i> [m^3]	<i>Volume 3D</i> [m^3]	<i>err%</i> _{Vol}
<i>Caso 1</i>	$2,14 \times 10^{-4}$	$2,48 \times 10^{-4}$	13,56
Longit 2 Midsurf 2	<i>Volume 2D</i> [m^3]	<i>Volume 3D</i> [m^3]	<i>err%</i> _{Vol}
<i>Caso 1</i>	$2,65 \times 10^{-4}$	$2,48 \times 10^{-4}$	6,47
Bracket Rot	<i>Volume 2D</i> [m^3]	<i>Volume 3D</i> [m^3]	<i>err%</i> _{Vol}
<i>Caso 1</i>	$1,83 \times 10^{-4}$	$1,88 \times 10^{-4}$	2,78
<i>Caso 2</i>	$5,75 \times 10^{-5}$	$7,30 \times 10^{-5}$	21,23
<i>Caso 3</i>	$7,74 \times 10^{-5}$	$9,32 \times 10^{-5}$	16,93
<i>Caso 4</i>	$6,76 \times 10^{-5}$	$8,09 \times 10^{-5}$	17,20

del modello bidimensionale da parte del software. Durante la generazione della superficie intermedia, la creazione di alcune aree viene omessa dal programma come è avvenuto per parte della zona di appoggio del supporto sulla struttura del microsatellite, mancanza evidente nel confronto tra la Figure 6.3. A questo problema si deve aggiungere che l'eventuale creazione a posteriori di superfici volte a simulare i volumi mancanti non avrebbe permesso di colmare la differenza di frequenza in quanto le parti mancanti non sono riconducibili ad elementi bidimensionali. Infatti il loro spessore risulta essere di valore comparabile a quello delle altre due lunghezze ma gli elementi di tipo piastra non sono stati progettati per descrivere strutture con valori di rapporto lunghezza/spessore troppo vicini all'unità.

Concluse le precedenti analisi che non hanno permesso di delineare un supporto adeguato ai requisiti è sorto un ulteriore problema riguardante i due supporti longitudinali. Questi risultano non essere adatti all'accoppiamento con l'RFG a causa dell'ingombro dovuto ai connettori che collegano il generatore con motori e PPU. Il generatore di radiofrequenza ha tre diverse zone per l'inserimento di connettori anche se solo due vengono sfruttate durante il periodo in orbita perché il terzo è usato per testare il componente una volta ultimato. I due connettori necessari sono del tipo J01 e J03.

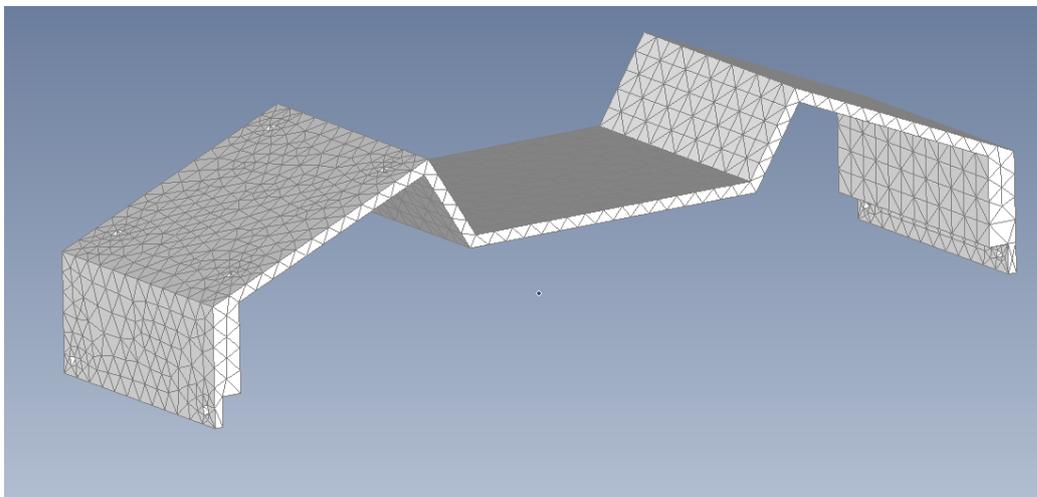


Figura 6.7: Immagine del *Bracket_long3* senza appendici laterali

Sono quindi stati creati dei modelli di connettori per rappresentare il loro ingombro da affiancare al modello dell'RFG in modo da essere sicuri che non si venisse a creare interferenza tra il supporto e i connettori.

6.2 Bracket longitudinale 3

Per superare il problema dovuto all'interferenza connettori-supporto si è deciso di generare un nuovo supporto longitudinale basandosi sui due modelli creati in precedenza. Per evitare analisi inutili è stata lanciata una sola simulazione per ogni nuovo supporto utilizzando come materiale la lega Al 2024, se questa avesse dato risultati accettabili, quindi non troppo distanti dal requisito di frequenza, ulteriori analisi sarebbero state lanciate.

Questo nuovo supporto è una diretta evoluzione del *Bracket_long2*, come si può vedere in Figura 6.7 da confrontare con la Figura 6.2. Sono state create 14 versioni: dalla seconda è stata aggiunta un'appendice laterale per cercare di aumentare la rigidezza della struttura e quindi la frequenza modale e ogni versione si differenzia dalle altre per piccole modifiche legate principalmente allo spessore delle piastre. La differenza tra le versioni con e senza appendici può essere apprezzata confrontando le Figure 6.7 e 6.8.

La disposizione e l'estensione del generatore, posto nel centro della superficie superiore del microsatellite, combinati con la lunghezza del connettore assiale ha continuato a dare problemi di interferenza tra supporto e connettore. Questo problema è stato però risolto con la traslazione del generatore di

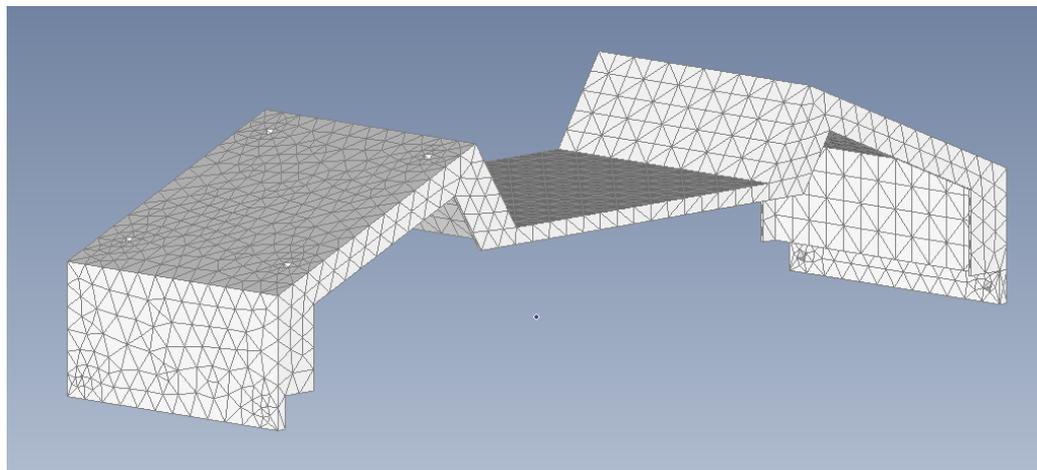


Figura 6.8: Immagine del *Bracket.long3* con appendici laterali

circa 15 mm allontanando il jack cilindrico dal supporto ed evitando così l'interferenza.

Solo la versione *Bracket.long3_M*, l'ultima creata, si è rivelata adatta per ulteriori analisi dato che non si viene a creare interferenza tra il connettore ed il supporto. Si è quindi deciso di effettuare un'analisi più approfondita andando a calcolare la frequenza non del supporto come componente indipendente ma connesso ai motori e al generatore. Questi non sono stati modellati e collegati al supporto, avrebbe richiesto troppo tempo sia effettuare il processo sia il costo computazionale, ma sono stati simulati attraverso degli elementi zero dimensionali di massa concentrata posizionati nel baricentro geometrico del pezzo da simulare (in quanto il centro di massa del generatore e dei propulsori non è noto). Questi elementi 0D, le cui coordinate rispetto al sistema di riferimento del supporto sono riportate in Tabella 6.10, sono stati poi connessi al supporto attraverso degli elementi rigidi RBE2. Un elemento 0D per simulare l'appoggio del supporto sul generatore e due elementi 0D per simulare il fissaggio dei propulsori alla struttura. L'elemento di massa dei motori è stato connesso a dei nodi nel centro dei fori per i bulloni con gli elementi RBE2 che a loro volta sono stati collegati alla struttura con altri elementi rigidi.

La connessione del nodo nel centro del foro del bullone, in Figura 6.10 con i nodi del foro non si è limitata a quelli sulla superficie ma si è andati a selezionare anche alcuni dei nodi interni come consigliato da alcuni dipendenti TAS-I. Questa scelta ha un punto a favore ed uno a sfavore, però. Infatti se da un lato permette di avere valori di frequenza più precisi dall'altro risente

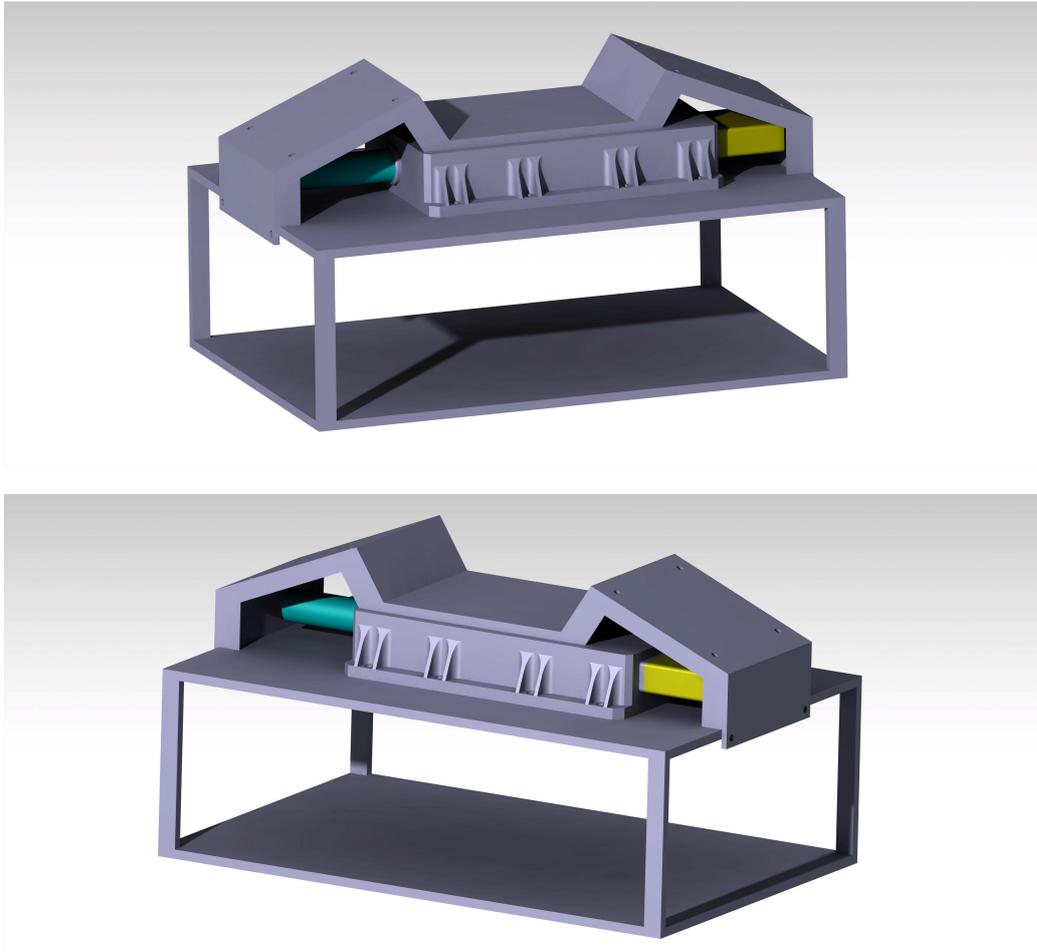


Figura 6.9: Immagini *Bracket_long3* sul microsatelli con l'RFG ed i connettori inseriti

Tabella 6.9: Tabella con riportati la versione del *Bracket_long3* con eventuale appendice, valore di frequenza modale e volume

<i>Tentativo</i>	<i>Versione</i>	<i>f[Hz]</i>	<i>Volume [m³]</i>
1	a	126,13	$1,71 \times 10^{-4}$
2	appendix	138,15	$1,74 \times 10^{-4}$
3	b	212,90	$2,14 \times 10^{-4}$
4	c	199,11	$1,93 \times 10^{-4}$
5	d	197,66	$1,90 \times 10^{-4}$
6	e	157,01	$1,84 \times 10^{-4}$
7	f	208,06	$1,80 \times 10^{-4}$
8	g	191,85	$1,90 \times 10^{-4}$
9	h	184,51	$1,85 \times 10^{-4}$
10	i	163,30	$1,71 \times 10^{-4}$
11	j	160,94	$1,76 \times 10^{-4}$
12	k	162,61	$1,73 \times 10^{-4}$
13	l	177,54	$1,85 \times 10^{-4}$
14	m	169,04	$1,84 \times 10^{-4}$

Tabella 6.10: Coordinate del centro di massa per RFG e micropropulsori

Coordinate	X	Y	Z
<i>RFG</i>	0	14,5	15,5
<i>Propulsori</i>	0	$\pm 124,32$	84,49

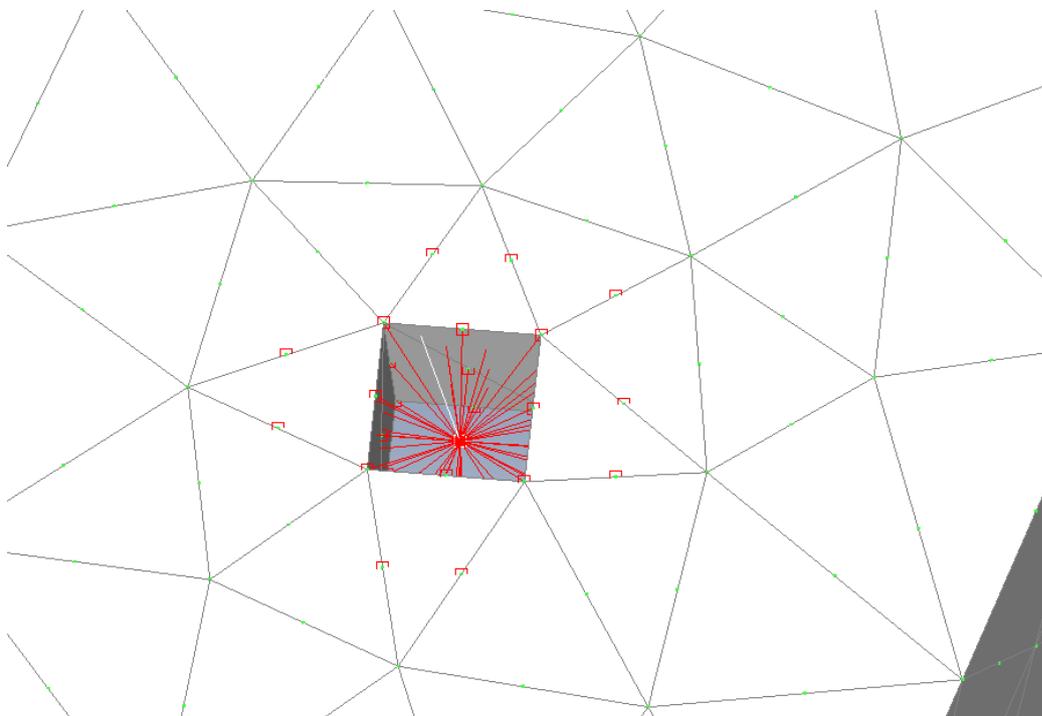


Figura 6.10: Dettaglio dell'elemento *RBE2* dei fori della piastra di appoggio dei micropropulsori

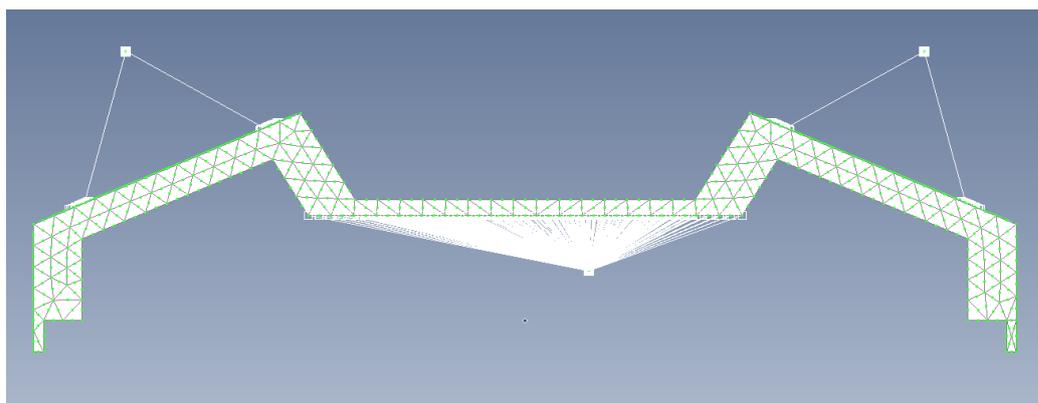


Figura 6.11: Vista laterale del *Bracket_long3* con elementi *RBE2* per collegare i C.M. di micropropulsori ed RFG. Si nota la traslazione del C.M. dell'RFG dovuta all'interferenza connettore-supporto

Tabella 6.11: Tabella con riportati i valori caratteristici dei materiali usati per l'analisi modale del *Bracket_rot_C* e *Bracket_rot_D*

Materiali	Al 2219	Al 6061	Al 7075	Al 7475
Modulo di Young E [MPa]	73084,5	68947,6	71705,5	71700
Densità [Kg/m ³]	2,851e-9	2,713e-9	2,796e-9	2,810e-9
Conduktività k [W/mm °C]	0,172	0,179	0,121	0,163
Calore Specifico Cp [mJ/ton °C]	8,64e+8	9,63e+8	9,63e+8	8,8e+8

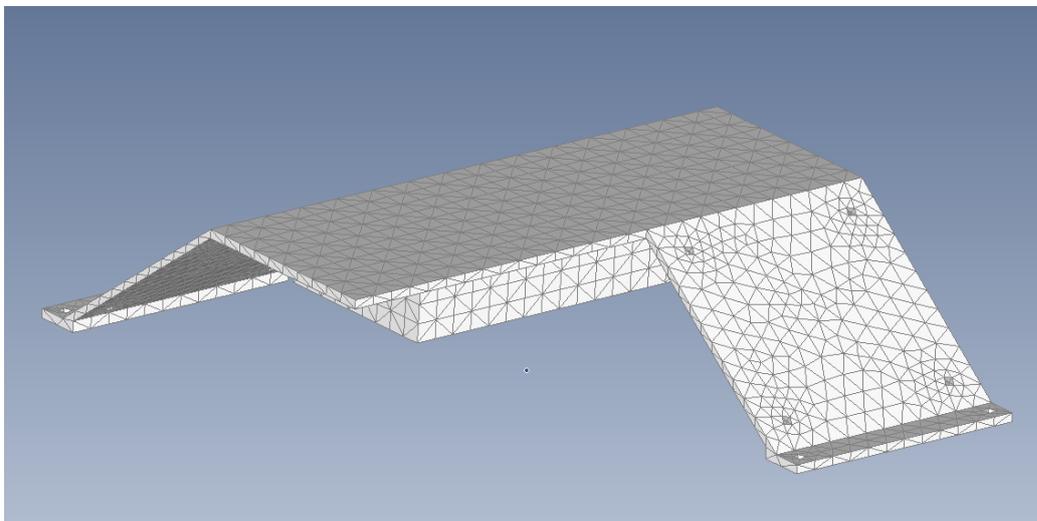
della scelta dei nodi che viene compiuta in maniera manuale e proprio per questo, se non è effettuata con precisione, rischia di portare a risultati che deviano da quello più corretto ottenibile.

Nonostante inizialmente il supporto sembrasse adatto ad una ulteriore analisi, la simulazione con il generatore e con i motori ha dato un valore di frequenza modale ben al di sopra dei 200 Hz questo perché, soprattutto la zona di contatto tra il supporto e l'RFG, che è molto ampia, ha portato ad un elevato aumento della frequenza. Per questo motivo il *Bracket_long3* è stato accantonato e si è tornati a considerare il supporto *Bracket_rot* per il quale non si pone il problema dell'interferenza connettori-supporto.

6.3 Analisi del supporto ruotato versione C e D

Le analisi delle nuove versioni del *Bracket_rot*, versioni B, C, D, sono state effettuate considerando inizialmente la lega di Alluminio 2219, come per il *Bracket_long3*, per accertarsi che il modello creato fosse adatto ad ulteriori analisi, successivamente le analisi sono state compiute utilizzando quattro diversi tipi di leghe di alluminio le cui caratteristiche sono riportate in Tabella 6.11. Di queste tre versioni solo la seconda e la terza si sono dimostrate adatte ad ulteriori sviluppi. Rispetto però al supporto ruotato descritto in precedenza e mostrato in Figura 6.2, la piastra ha ancora i quattro fori per l'imbullonaggio dei propulsori ma è stata eliminato il foro centrale di maggior diametro. Inoltre, confrontando la Figura 6.12 con la 6.2 si può notare come il supporto sia stato ribaltato rispetto ad uno tra il piano XZ ed YZ in quanto utilizzare l'uno o l'altro come piano di ribaltamento porta allo stesso risultato.

Rispetto alle analisi svolte in precedenza di cui si è parlato nel sottoparagrafo 6.1.2, in questo caso è stata abbandonata la lega di Alluminio 2024 ed è stata

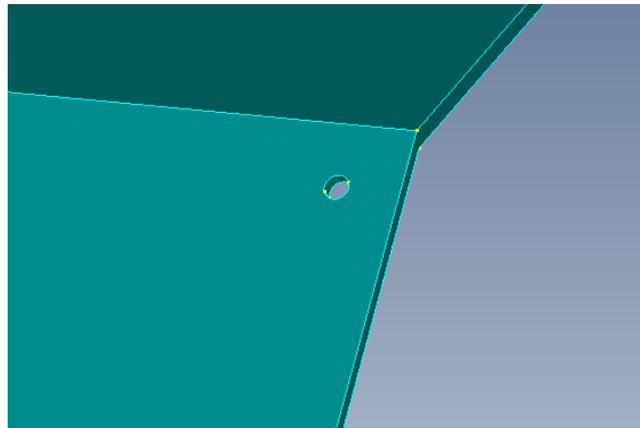
Figura 6.12: *Bracket_rot_C* meshato

introdotta la 7475. La scelta di accantonare l'uso del Dural è stata effettuata dato il suo minor utilizzo in ambito spaziale. Questa lega tende ad essere preferita in campo aeronautico per la sua maggior vita a fatica pur avendo un valore inferiore di stress a rottura. Poichè, però, in campo spaziale gli sforzi applicati sulla struttura sono gravosi durante il lancio, la cui durata è estremamente breve rispetto al resto della vita del satellite, ma pressochè nulli durante il periodo in orbita, questa lega è sembrata meno adatta.

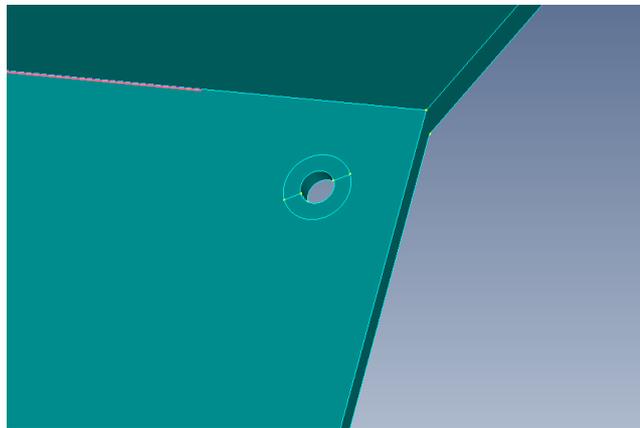
La zona dei fori per l'ancoraggio dei propulsori è stata discretizzata utilizzando una funzionalità messa a disposizione da Femap chiamata *Washer* che permette di creare una mesh intorno ai fori più regolare.

Una volta effettuate le prime analisi, che hanno portato a scartare la prima delle tre versioni a favore delle altre due, sono state lanciate una serie di analisi con le leghe riportate in Tabella 6.11. Inoltre, si è raffinata la mesh cercando di far andare a convergenza il valore della frequenza con le successive simulazioni.

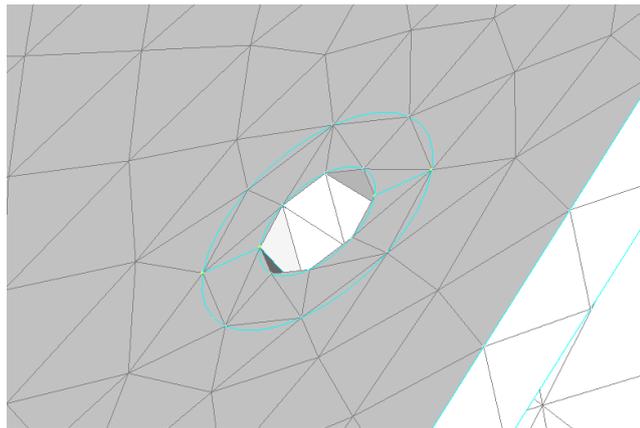
Come si nota dalla Tabella 6.12 e dai grafici in Figura 6.14, i valori della prima frequenza modale non rigida tendono a diminuire al raffinarsi della mesh. Il materiale con valore di frequenza inferiore risulta essere la lega 6061; le leghe 7075 e 7475 hanno valori di frequenza maggiori e pressochè identici mentre la 2219 è la lega con i valori più elevati. Dai risultati la migliore versione è il *Bracket_long_D* poichè vi è un maggior margine tra il limite inferiore dei requisiti e i valori di frequenza modale con mesh più raffinata. Inoltre,



(a) Dettaglio del foro del bullone



(b) Dettaglio del foro del bullone con strumento *washer*



(c) Dettaglio del foro del bullone con strumento *washer* con elementi solidi

Figura 6.13: Vista di foro della piastra di appoggio con e senza uso di strumento *washer*

Tabella 6.12: Tabella con valori di frequenza modale per *Bracket_rot_C* e *Bracket_rot_D*

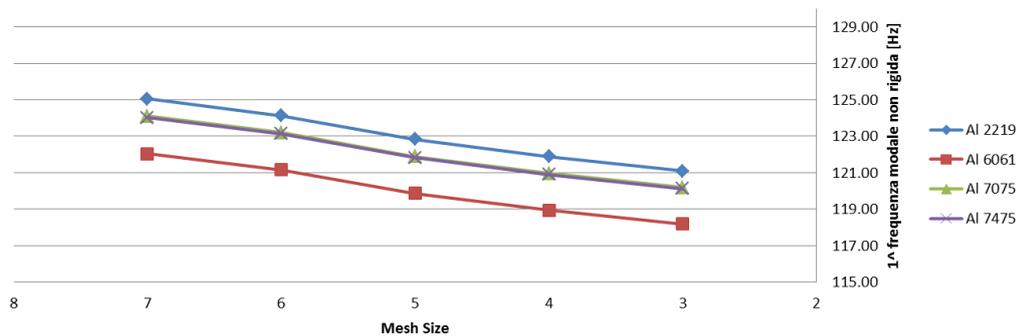
Bracket_rot_C				
Element Size	f_{A12219}	f_{A16061}	f_{A17075}	f_{A17475}
7	125,05	122,04	124,10	124,03
6	124,14	121,16	132,20	123,13
5	122,83	119,87	121,89	121,83
4	121,88	118,95	120,96	120,89
3	121,10	118,19	120,18	120,12

Bracket_rot_D				
Element Size	f_{A12219}	f_{A16061}	f_{A17075}	f_{A17475}
7	126,47	123,46	125,52	125,45
6	125,90	122,90	124,95	124,88
5	125,25	122,26	124,30	124,24
4	124,42	121,46	123,49	123,42
3	124,12	121,16	123,19	123,12

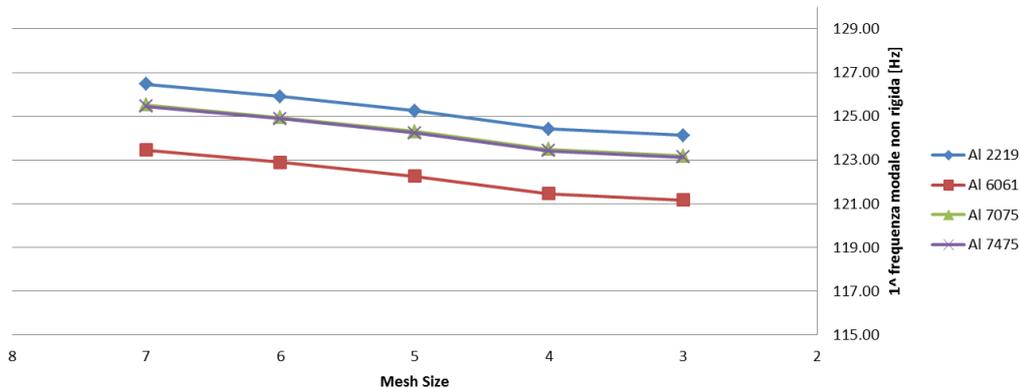
Tabella 6.13: Tabella con errore percentuale della frequenza tra due successivi casi per *Bracket_rot_C* e *Bracket_rot_D*

Bracket_rot_C				
	$err\%_{A12219}$	$err\%_{A16061}$	$err\%_{A17075}$	$err\%_{A17475}$
Diff. 7-6	0,733	0,726	0,731	0,731
Diff. 6-5	1,067	1,076	1,075	1,067
Diff. 5-4	0,779	0,773	0,769	0,778
Diff. 4-3	0,644	0,643	0,649	0,641

Bracket_rot_D				
	$err\%_{A12219}$	$err\%_{A16061}$	$err\%_{A17075}$	$err\%_{A17475}$
Diff. 7-6	0,453	0,456	0,456	0,456
Diff. 6-5	0,519	0,523	0,523	0,515
Diff. 5-4	0,667	0,659	0,656	0,664
Diff. 4-3	0,242	0,248	0,244	0,244



(a) Grafico con andamento dei valori di frequenza modale per *Bracket_rot_C*



(b) Grafico con andamento dei valori di frequenza modale per *Bracket_rot_D*

Figura 6.14: Grafico con valori di frequenza per *Bracket_rot_C* e *Bracket_rot_D*

l'errore dovuto al raffinamento della mesh risulta più piccolo.

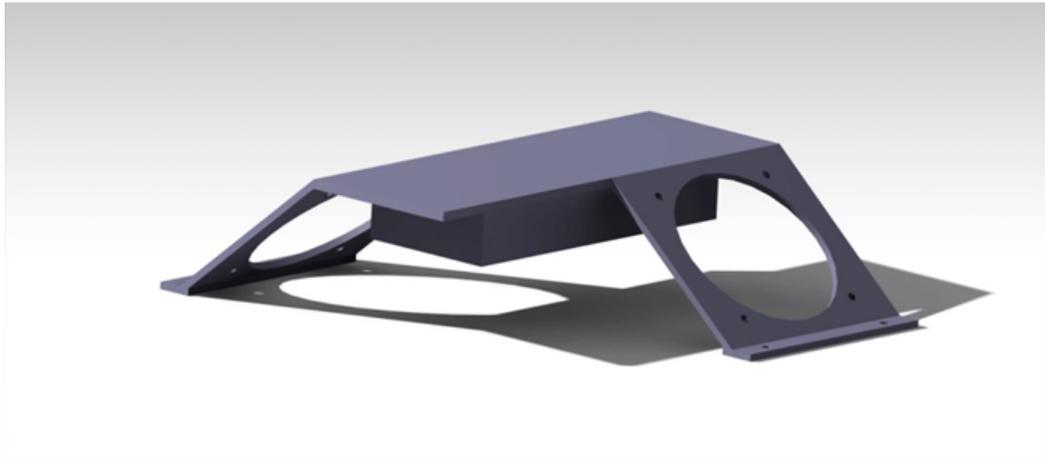
6.4 Bracket ruotato versione V

Effettuando controlli più accurati riguardo ai propulsori che verranno utilizzati sul microsatellite, ci si è accorti che vi è la possibilità che il condotto di convoglio del propellente alla camera di scarica potrebbe dover raggiungere il motore dal fondo del basamento e quindi l'utilizzo di un supporto con piastra di appoggio piena risulterebbe non adeguato non permettendo l'alimentazione del propulsore.

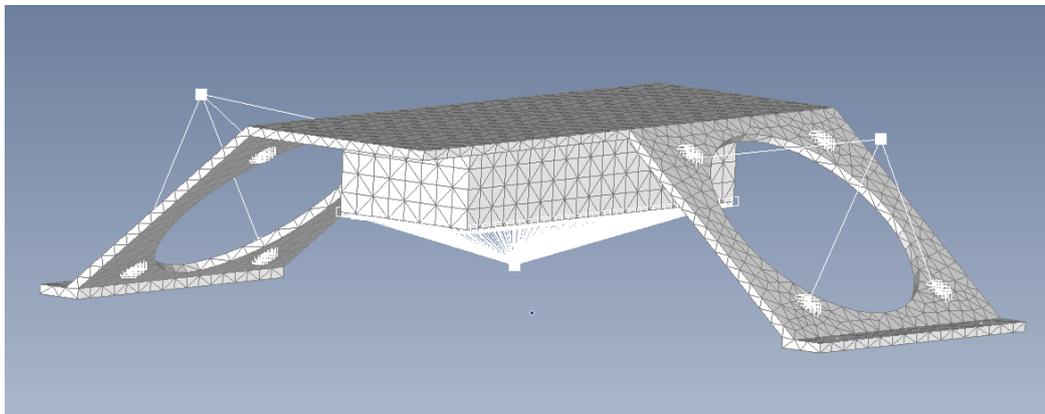
Sulla falsariga del lavoro svolto nel paragrafo 6.2 sono quindi state create nuove versioni del *Bracket_rot* e ognuna è stata analizzata collegandola con elementi rigidi RBE2 ad elementi 0D che simulassero i propulsori e l'RFG. Alcune di queste versioni hanno delle piccole appendici laterali aggiunte nel tentativo di irrigidire ulteriormente la struttura senza andare a modificare la geometria della restante porzione del supporto come si può notare in Figura 6.15. In Tabella 6.14 sono riportate le versioni studiate, con le rispettive frequenze e volumi.

Delle numerose versioni create quelle reputate più idonee ad un approfondimento sono le versioni N, U, V dove la seconda e la terza hanno appendici laterali mentre la prima versione ne è sprovvista. Le analisi effettuate hanno prodotto i risultati mostrati alla Tabella 6.15 dove si può notare come la versione N non rispetti i requisiti avendo frequenze troppo basse. Le altre due versioni, U e V, sono invece adatte dato che i risultati ricadano perfettamente nell'intervallo di $120 \div 130$ Hz. In Tabella 6.16 sono riportati gli errori percentuali tra i diversi risultati di frequenza ricavati per le tre diverse versioni ed eccetto il primo errore tra mesh size 7 e 6 del supporto N, tutti gli altri valori risultano essere inferiori all'1%. Le Figure 6.16, 6.17 e 6.18 mostrano invece la variazione di frequenza al raffinarsi della dimensione della mesh dei supporti riportati nella Tabella 6.15.

Per dimostrare che i valori riportati in tutte le tabelle di questo capitolo sono riferiti alla prima frequenza modale non rigida si inseriscono le Figure 6.19 che mostrano rispettivamente la deformata modale del settimo modo per il supporto V con mesh size 5 e lega Al 7075 per quanto riguarda la prima figura e mesh size 5 lega Al 2219 per la seconda. Si nota come il supporto deformato abbia una geometria diversa come sarebbe se non lo fosse, questo indica che la frequenza non è rigida. Nella seconda figura è invece messo in evidenza, nella colonna *Cycles*, come i primi sei modi siano valori tra 10^{-4} e



(a) *Bracket_rot_N* in versione CAD



(b) *Bracket_rot_N* modellizzato con elementi solidi e collegata agli elementi 0D tramite *RBE2*

Figura 6.15: Immagini del *Bracket_rot_N* in versione CAD e FEM

Tabella 6.14: Tabella con evoluzioni del *Bracket_rot* con valori di frequenza modale e volume

Versione	Appendice	f [Hz]	Volume [m^3]
F		156,77	$1,356 \times 10^{-4}$
G		148,33	$1,172 \times 10^{-4}$
H		144,35	$1,150 \times 10^{-4}$
J		103,77	$8,742 \times 10^{-5}$
K		104,45	$9,551 \times 10^{-5}$
L	X	106,08	$1,107 \times 10^{-4}$
M	X	109,87	$1,102 \times 10^{-4}$
N		123,37	$1,017 \times 10^{-4}$
O		117,99	$9,321 \times 10^{-5}$
P	X	120,94	$1,023 \times 10^{-4}$
Q	X	121,64	$1,022 \times 10^{-4}$
R		121,86	$1,025 \times 10^{-4}$
S		111,02	$1,032 \times 10^{-4}$
T		120,39	$1,010 \times 10^{-4}$
U	X	126,27	$1,022 \times 10^{-4}$
V	X	130,20	$1,034 \times 10^{-4}$

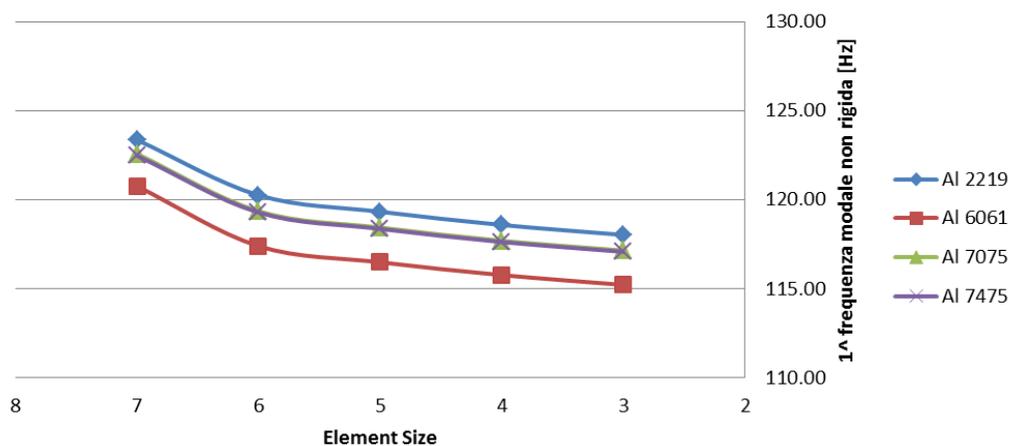
Figura 6.16: Grafico con andamenti di frequenza modale per i quattro materiali per il *Bracket_rot_N*

Tabella 6.15: Tabella con valori di frequenza modale per *Bracket_rot_N*, *Bracket_rot_U* e *Bracket_rot_V*

Bracket_rot_N				
Element Size	$f_{A12219} [Hz]$	$f_{A16061} [Hz]$	$f_{A17075} [Hz]$	$f_{A17475} [Hz]$
7	123,37	120,77	122,58	122,48
6	120,26	117,40	119,36	119,29
5	119,33	116,49	118,44	118,37
4	118,59	115,77	117,70	117,63
3	118,03	115,22	117,15	117,08

Bracket_rot_U				
Element Size	$f_{A12219} [Hz]$	$f_{A16061} [Hz]$	$f_{A17075} [Hz]$	$f_{A17475} [Hz]$
7	126,27	123,27	125,33	125,26
6	125,30	122,32	124,36	124,30
5	124,42	121,46	123,49	123,42
4	123,83	120,89	122,91	122,84
3	123,11	120,18	122,19	122,12

Bracket_rot_V				
Element Size	$f_{A12219} [Hz]$	$f_{A16061} [Hz]$	$f_{A17075} [Hz]$	$f_{A17475} [Hz]$
7	130,20	127,12	129,23	129,16
6	129,32	126,25	128,35	128,28
5	128,62	125,57	127,66	127,59
4	128,08	125,05	127,13	127,06
3	127,09	124,07	126,14	126,07

Tabella 6.16: Tabella con errore percentuale della frequenza modale tra due successivi casi per *Bracket_rot_N*, *Bracket_rot_U* e *Bracket_rot_V*

Bracket_rot_N				
	<i>err%</i> _{A12219}	<i>err%</i> _{A16061}	<i>err%</i> _{A17075}	<i>err%</i> _{A17475}
Diff. 7-6	2,586	2,871	2,698	2,674
Diff. 6-5	0,779	0,781	0,777	0,777
Diff. 5-4	0,624	0,622	0,629	0,629
Diff. 4-3	0,474	0,477	0,469	0,470

Bracket_rot_U				
	<i>err%</i> _{A12219}	<i>err%</i> _{A16061}	<i>err%</i> _{A17075}	<i>err%</i> _{A17475}
Diff. 7-6	0,774	0,777	0,780	0,772
Diff. 6-5	0,707	0,708	0,705	0,713
Diff. 5-4	0,476	0,472	0,472	0,472
Diff. 4-3	0,585	0,591	0,589	0,590

Bracket_rot_V				
	<i>err%</i> _{A12219}	<i>err%</i> _{A16061}	<i>err%</i> _{A17075}	<i>err%</i> _{A17475}
Diff. 7-6	0,680	0,689	0,686	0,686
Diff. 6-5	0,544	0,544	0,540	0,541
Diff. 5-4	0,422	0,416	0,417	0,417
Diff. 4-3	0,779	0,790	0,785	0,785

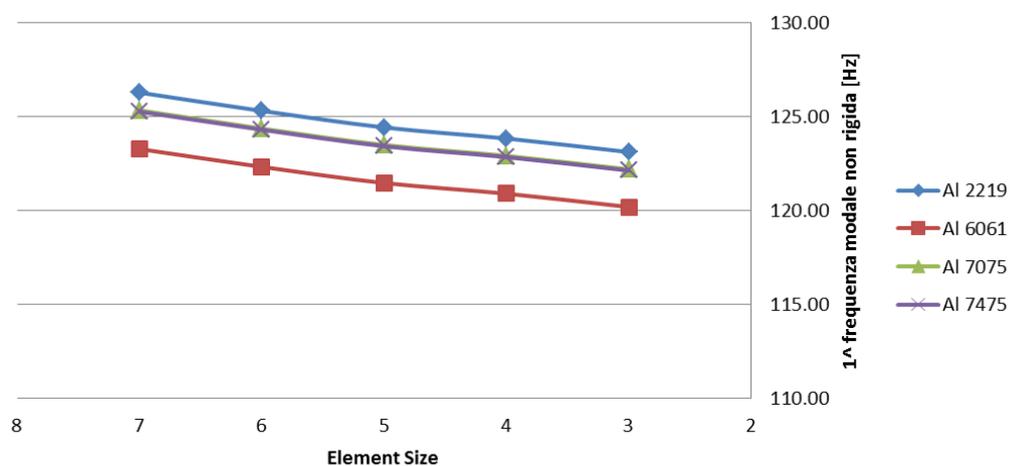


Figura 6.17: Grafico con andamenti di frequenza modale per i quattro materiali per il *Bracket_rot_U*

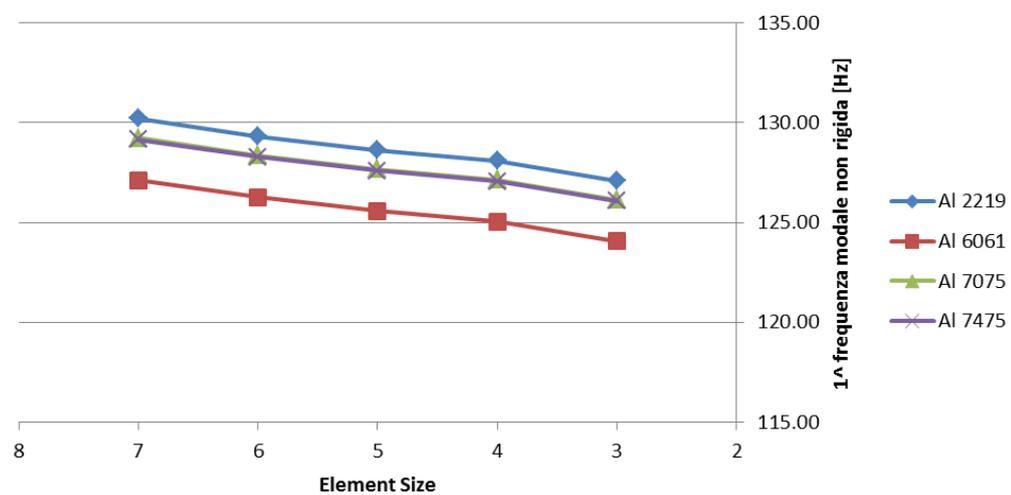
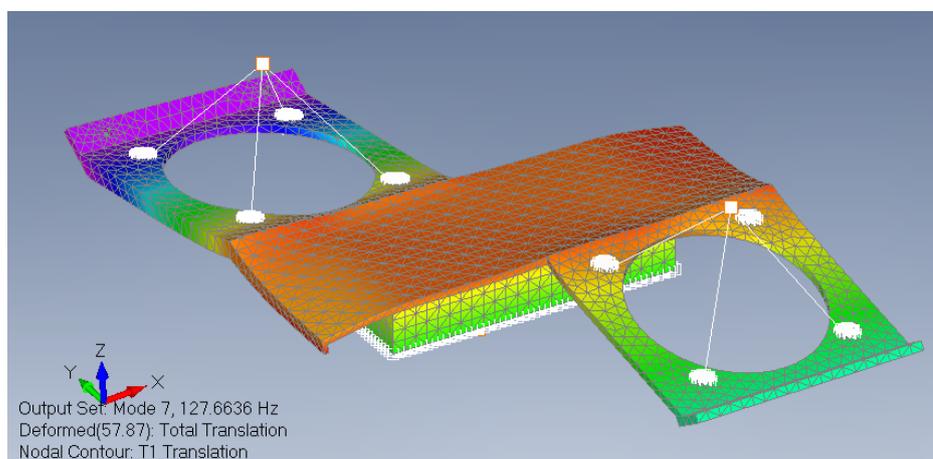


Figura 6.18: Grafico con andamenti di frequenza modale per i quattro materiali per il *Bracket_rot_V*

(a) Deformata del supporto *Bracket_rot_V*

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	REAL EIGENVALUES	
			RADIANS	CYCLES
1	1	-2.153311E-05	4.640378E-03	7.385391E-04
2	2	-1.366460E-05	3.696566E-03	5.883267E-04
3	3	1.198915E-05	3.462535E-03	5.510796E-04
4	4	2.446258E-05	4.945966E-03	7.871750E-04
5	5	4.061335E-05	6.372860E-03	1.014272E-03
6	6	7.824600E-05	8.845677E-03	1.407833E-03
7	7	6.434187E+05	8.021338E+02	1.276636E+02
8	8	3.543099E+06	1.882312E+03	2.995793E+02
9	9	4.509952E+07	6.715618E+03	1.068824E+03
10	10	6.266685E+07	7.916239E+03	1.259909E+03

(b) Valori di frequenza come visibili dal file di testo

Figura 6.19: Immagine di deformata del supporto e risultati del file di testo

10^{-3} , valori che possono essere considerati nulli, questo è un indicatore del fatto che questi modi siano modi rigidi in cui il supporto tende a ruotare e traslare come un blocco unico e non ha deformazioni locali.

Per quanto riguarda la configurazione del microsatellite, alla luce delle analisi svolte, si è scelto il supporto versione V anche se la differenza con la versione U è pressochè nulla. L'unica variazione, oltre al valore di frequenza modale, riguarda una piccola differenza di volume e quindi di massa tra i due dell'ordine della decina di grammi. Per l'analisi termica, svolta nel Capitolo 7, il supporto però sarà modellizzato come se la versione scelta fosse la N per semplicità costruttiva. Questo perchè si è considerato la differenza tra le due versioni, quella scelta per il microsatellite e quella generata per l'analisi termica, come trascurabile delle variazioni di temperatura.

Capitolo 7

Analisi termica

Concluso lo studio strutturale sul supporto per i propulsori è iniziata l'analisi termica del microsatellite. Questa analisi si concentra sui componenti elettronici principali riguardanti la propulsione quindi la PPU e l'RFG.

7.1 Creazione del modello

7.1.1 Creazione della geometria e scelta delle proprietà

L'idea iniziale era, come avviene per le analisi termiche riguardanti la maggior parte dei satelliti, di creare due differenti simulazioni separando l'interno del microsatellite dall'esterno. Dato però che le dimensioni del modello sono contenute, i due modelli sono stati uniti in uno unico. Questo ha permesso di ridurre di molto il numero delle analisi lanciate in quanto ogni analisi esterna avrebbe influito sui componenti interni e ogni simulazione effettuata riguardante uno dei due modelli avrebbe necessariamente richiesto un'ulteriore analisi sul secondo. Inoltre, dato che l'interesse è rivolto alle scatole elettroniche relative alla parte propulsiva, tutti gli altri componenti, citati precedentemente nel Capitolo 5, sono stati esclusi dalle analisi e quindi non sono stati inseriti all'interno del modello. Questa scelta è stata presa in quanto i dispositivi di cui si è parlato in precedenza saranno forniti da aziende specifiche che in base ai requisiti che riceveranno decideranno quale componente preferire. Attualmente questi requisiti non sono noti come sono ignoti molti aspetti dei componenti citati, per cui il loro non coinvolgimento è stato reputato necessario. Inoltre, la loro estromissione facilita le analisi alleggerendo il modello ed evitando di dover inserire ulteriori condizioni al contorno rispetto a quelle che verranno più avanti inserite.

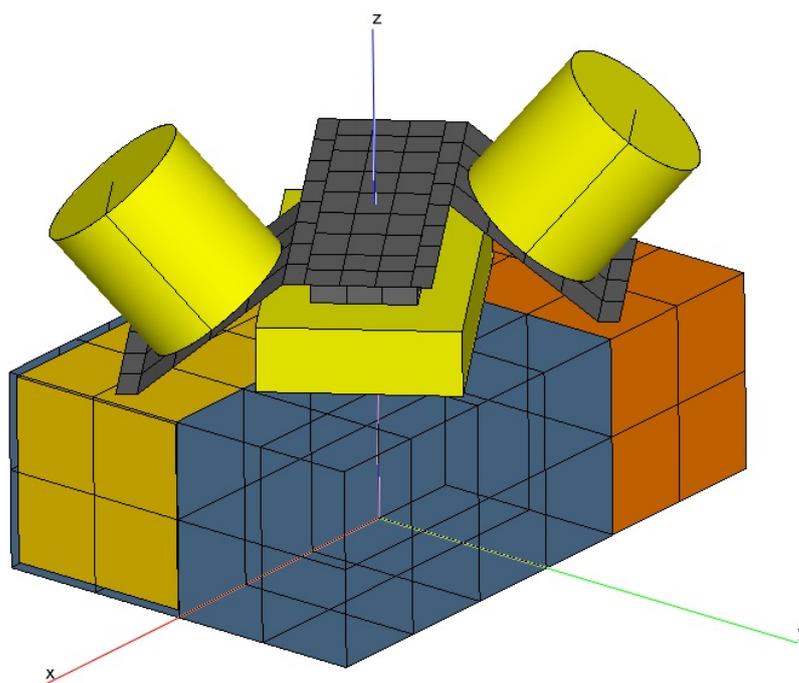
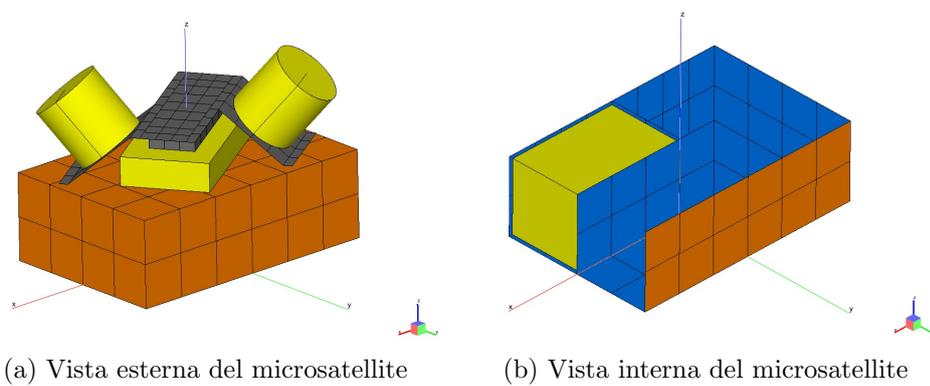


Figura 7.1: Immagini del microsatellite generato per l'analisi termica

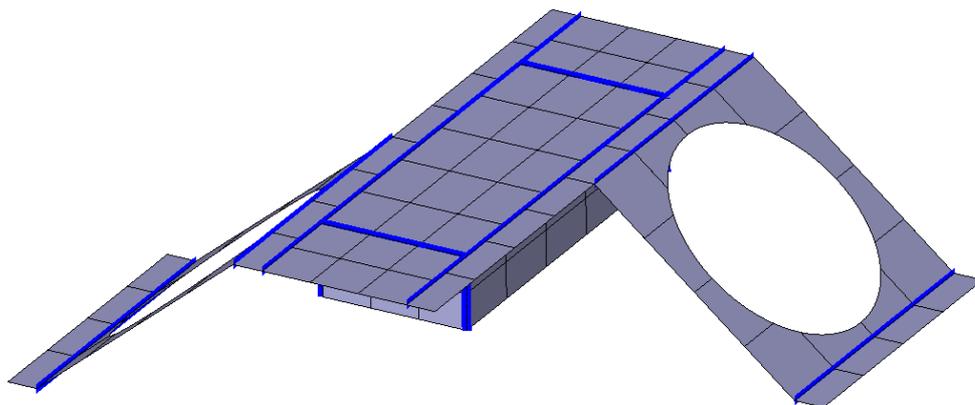


Figura 7.2: Immagine del supporto con in evidenza in blu le giunzioni di connessione delle varie superfici unite

Il microsatellite è stato ricreato a dimensioni reali e ogni componente del modello che è stato generato, è stato poi traslato e ruotato nella posizione finale singolarmente o in gruppo a seconda delle difficoltà che questa operazione comportava. Ad esempio il supporto, Figura 7.2 è stato generato come combinazione di più superfici piane, tra cui le piastre di appoggio dei propulsori che hanno richiesto l'utilizzo di ulteriori geometrie per effettuare il foro centrale, e che successivamente sono state spostate solidalmente con i motori e con il generatore di radiofrequenze.

Un solo componente ha subito una piccola modifica ed è l'RFG. Confrontando le Figure 5.6 e 7.1 si nota come il generatore della seconda figura risulti più piccolo, questo perchè è stato eliminato il bordo laterale. La sua creazione avrebbe comportato un enorme spreco di tempo, perchè avrebbe richiesto l'intaglio di un parallelepipedo di dimensioni maggiori e l'assemblaggio con altre superfici piane per coprire i vuoti che si sarebbero venuti a creare. Tutto questo lavoro solo per avere una piccola superficie di appoggio di un paio di centimetri più larga che avrebbe influito molto poco sui risultati.

Durante la creazione delle geometrie si sono dovute inserire le proprietà alle singole superfici sia del tipo *Bulk* sia del tipo *Thermo-Optical* che sono riportate in Tabella 7.2. Si noti che sono state riportate solo tre delle quattro proprietà perchè la quarta può essere ricavata per sottrazione.

Inoltre si è dovuto scegliere quali superfici avrebbero partecipato in maniera attiva o meno agli scambi termici. Tutte le superfici eccetto quelle interne

Tabella 7.1: Tabella con le proprietà *Bulk* usate nell'analisi termica

Bulk	<i>Al 7075</i>	<i>Ti 6Al 4V</i>
<i>Densità</i> ρ [Kg/m^3]	2810	4430
<i>Conduttività</i> k [W/mK]	130	7
<i>Calore Specifico</i> C_p [J/K]	960	526,3

Tabella 7.2: Tabella con le proprietà *Termo-Ottiche* usate nell'analisi termica

Thermo-Optical	ϵ_{IR}	ρ_{IR}	τ_{IR}	α_{vis}	ρ_{vis}	τ_{vis}
<i>Black Paint</i>	0,88	0	0	0,96	0	0
<i>White Paint</i>	0,88	0	0	0,23	0	0
<i>Ion Engine</i>	0,371	0	0,356	0,486	0	0,356
<i>Kapton</i>	0,77	0	0	0,45	0	0

delle scatole elettroniche e dei propulsori sono state attivate sia per scambi conduttivi sia radiativi come si può vedere in Figura 7.3.

7.1.2 Conduttori lineari

Una volta creato il modello e definite le sue proprietà sono stati generati i conduttori lineari mancanti ossia quelli tra superfici a contatto lungo un bordo, utilizzando il comando *Conductive Interface* manuale oppure automatico, o tramite una superficie, utilizzando il comando *Contact Zone*. Inizialmente si era anche tentato, dove necessario, di connettere i bordi delle geometrie con delle superfici dato che il programma tiene conto dello spessore fornito alla parete incidente nei calcoli del conduttore lineare ma nessuno dei due comandi si è rivelato adeguato. La soluzione è stata trovata frammentando le superfici per generare dei bordi liberi, *Free Edges*, in corrispondenza dei bordi delle altre geometrie. Una ulteriore soluzione è stata l'utilizzo del comando *User-Defined Conductor* che si è rivelato molto utile in situazioni particolari come rimedio dove tutti gli altri metodi avevano fallito. Impostando il conduttore tra le varie superfici il programma ha così generato dei valori che ha poi usato nelle analisi termiche per calcolare gli scambi termici conduttivi.

Al contatto delle superfici dei componenti elettronici che sono demandati a smaltire la maggior parte del calore generato con le superfici di appoggio è stato dato un valore di conduttanza termica di contatto pari a $k_c = 500 W/m^2K$ mentre ai contatti di superficie tra supporto e microsatellite, tra supporto e

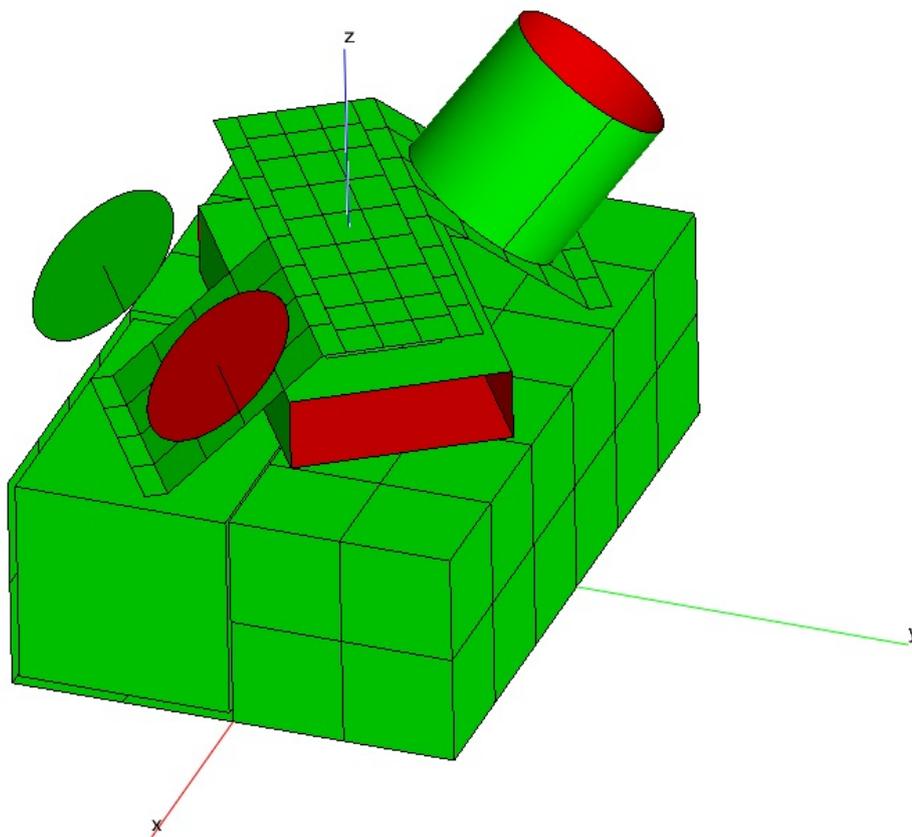
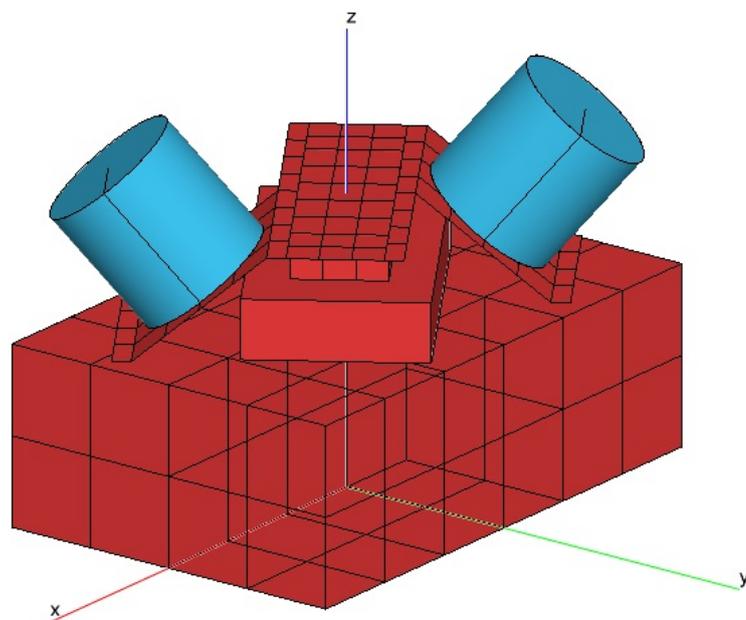
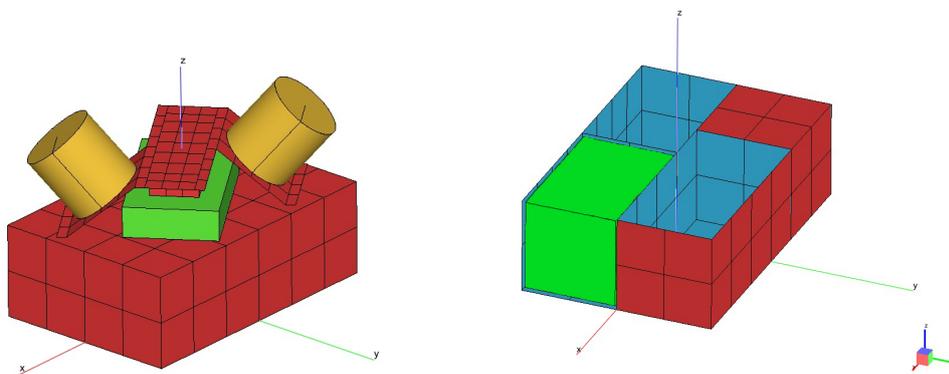


Figura 7.3: Attività delle superfici del microsatellite



(a) Immagine delle proprietà *Bulk* con microsatellite in trasparenza



(b) Immagine delle proprietà *Termo-Ottiche* esterne

(c) Immagine delle proprietà *Termo-Ottiche* interne

Figura 7.4: Immagini del microsatellite indicative delle diverse proprietà fornite alle varie superfici

propulsori, tra supporto ed RFG è stato fornito un valore $100 W/m^2K$. Sebbene i valori di conduttanza termica di contatto tra due leghe di alluminio siano più elevati, essi si riferiscono alla zona di effettivo contatto, in cui le asperità dovute al grado di rugosità di una superficie toccano le asperità dell'altra superficie. Per cui i valori di conduttanza forniti risultano essere delle medie tra le zone a maggior contatto e le zone in cui il contatto è pressoché inesistente. È importante aggiungere che, mentre il valore della prima conduttanza è stata fornita, la seconda è stata ipotizzata e successivamente è stata sostituita in quanto è stata reputata non idonea.

7.1.3 Analisi radiativa

Definita la geometria del modello e le sue proprietà si deve quindi definire l'analisi radiativa che si vuole svolgere. Questa può essere di tre tipi:

Enclosure è utilizzata quando si vogliono conoscere gli scambi radiativi interni e con l'ambiente esterno;

Orbital Modelling è una evoluzione del caso precedente in quanto richiede anche di fornire dati riguardanti l'orbita, i corpi celesti principali, il numero di volte che deve essere effettuata l'analisi per ogni rivoluzione, l'assetto del satellite;

Planet Surface permette di effettuare l'analisi termica di oggetti non orbitanti ma che sono posizionati sulla superficie di un pianeta, ad esempio dei pannelli fotovoltaici;

In questo lavoro, dovendo studiare le variazioni termiche di un satellite in orbita, non si è mai fatto uso dell'opzione *Planet Surface* mentre la tipologia *Enclosure* è stata utilizzata solamente durante le prime simulazioni per apprenderne il funzionamento e verificare che il modello fosse adeguato. Dopo ciò si è sempre attivata l'opzione *Orbital Modelling* ed in Figura 7.5 è mostrato il caso orbitale post-analisi radiativa. Prima di eseguire l'analisi il programma richiede gli output che si vogliono generare e mostrare. Alle Figure 7.6, che sembrano identiche ma non lo sono, sono mostrati rispettivamente il fattore di vista ed il fattore di scambio radiativo, gli output, del microsatellite verso l'ambiente esterno per la posizione del caso orbitale mostrato in Figura 7.5, valori che servono al software per generare i conduttori radiativi per successivamente simulare gli scambi termici. Il VF o l'REF possono essere visualizzati anche per una singola faccia di una geometria per meglio comprendere i futuri scambi tra le varie superfici.

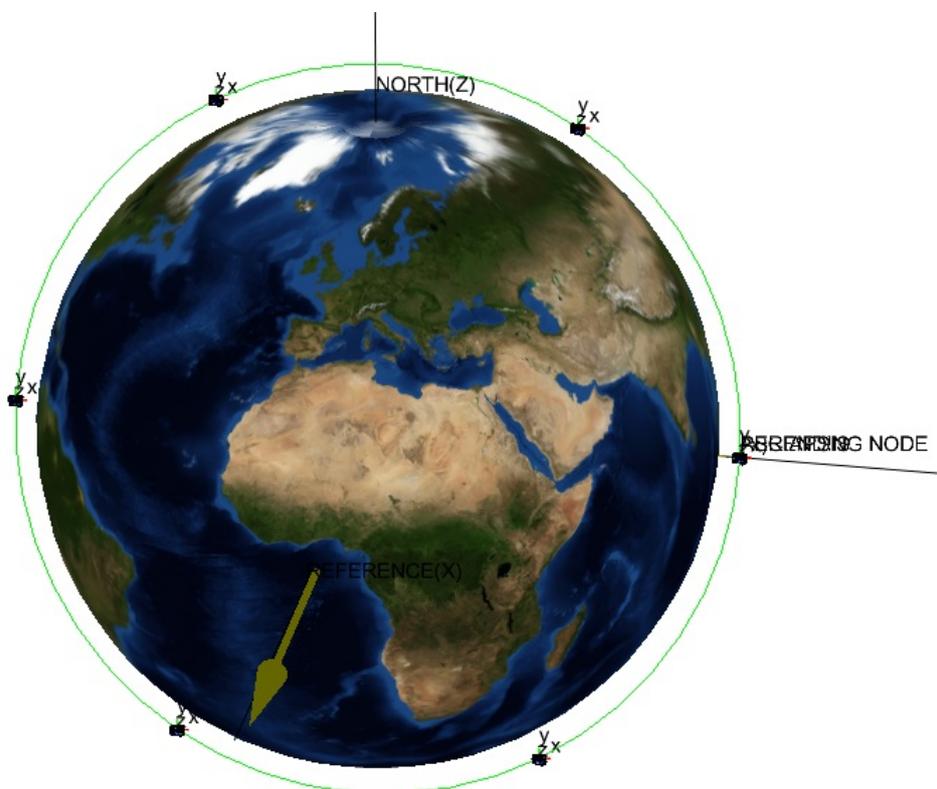
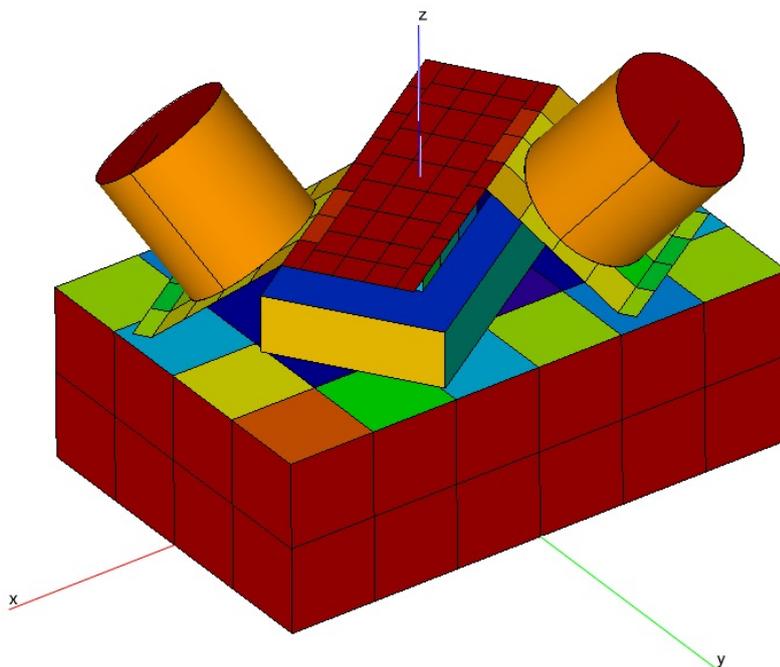
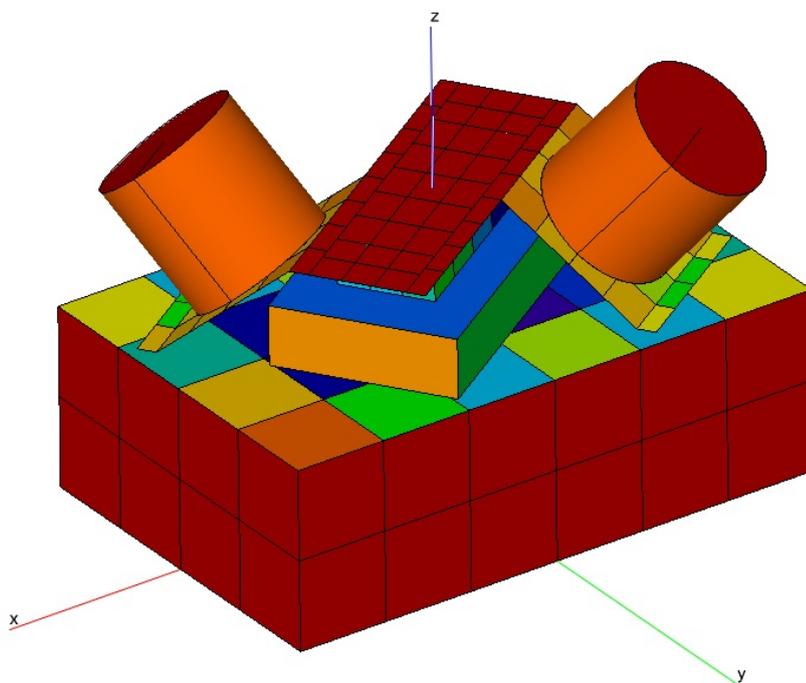


Figura 7.5: Esempio di caso radiativo orbitale



(a) View Factor verso l'ambiente



(b) Radiative Exchange Factor verso l'ambiente

Figura 7.6: Immagini del View Factor e del Radiative Exchange Factor dal microsatellite verso l'ambiente

Tabella 7.3: Tipo di condizioni al contorno e valore della C.C. per PPU, RFG e micropropulsori

C.C.	PPU diss.	RFG diss.	Prop. diss.
<i>tipo di C.C.</i>	Carico termico	Carico termico	Carico termico/Area
<i>Valore</i>	35 W	15 W	532 W/m ²

7.1.4 Analisi Termica

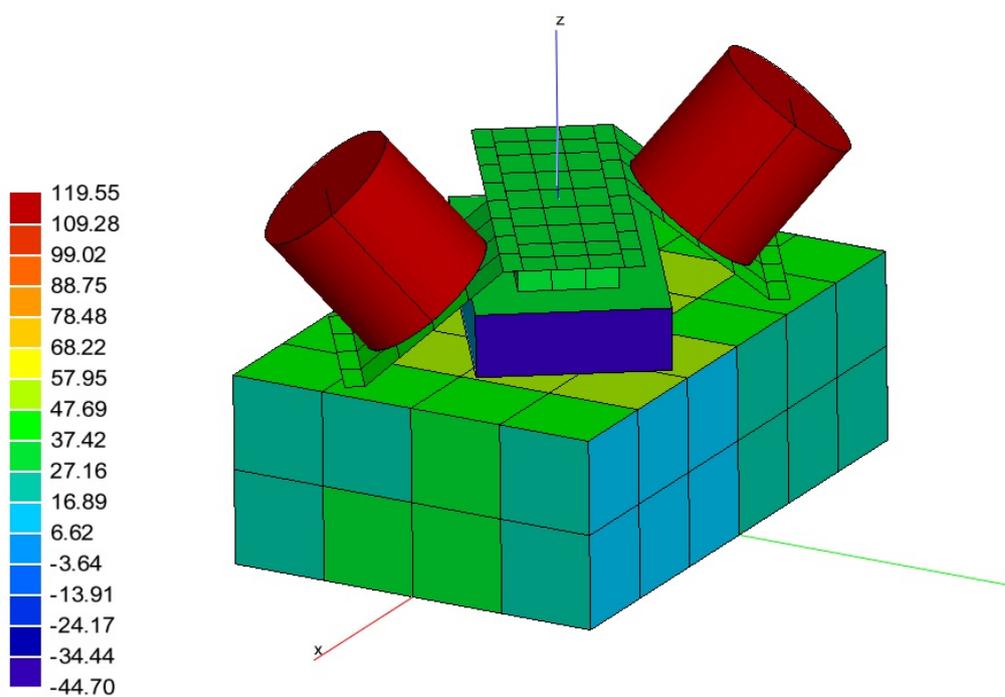
Conclusa l'analisi radiativa si imposta quella termica per poter così visualizzare le temperature raggiunte dai componenti. Questa analisi dipende direttamente da quale o quali analisi radiative sono state scelte come modello di partenza per gli scambi termici radiativi. Possono inoltre essere impostate molte scelte tra cui le condizioni iniziali, il tipo di analisi, *Steady-State* o *Transient*, le condizioni al contorno, i conduttori da utilizzare, la temperatura dell'ambiente esterno, di solito -270°C , gli output che si vogliono ottenere nei fogli di testo.

La prima simulazione termica lanciata considera un'analisi radiativa di tipo *Enclosure* con le condizioni al contorno riportate in Tabella 7.3. Le Figure 7.7 mostrano la temperatura di equilibrio raggiunta da ogni singola faccia del modello. In Tabella 7.4 si può notare come le facce dell'RFG e della PPU abbiano tra loro una temperatura anche molto differente incompatibile con il fatto che queste facce siano a contatto di superfici dissipative e che quindi dovrebbero essere riscaldate per conduzione. Per questo motivo due delle facce laterali dell'RFG non possono avere una temperatura di -46°C essendo a contatto con una superficie a 55°C .

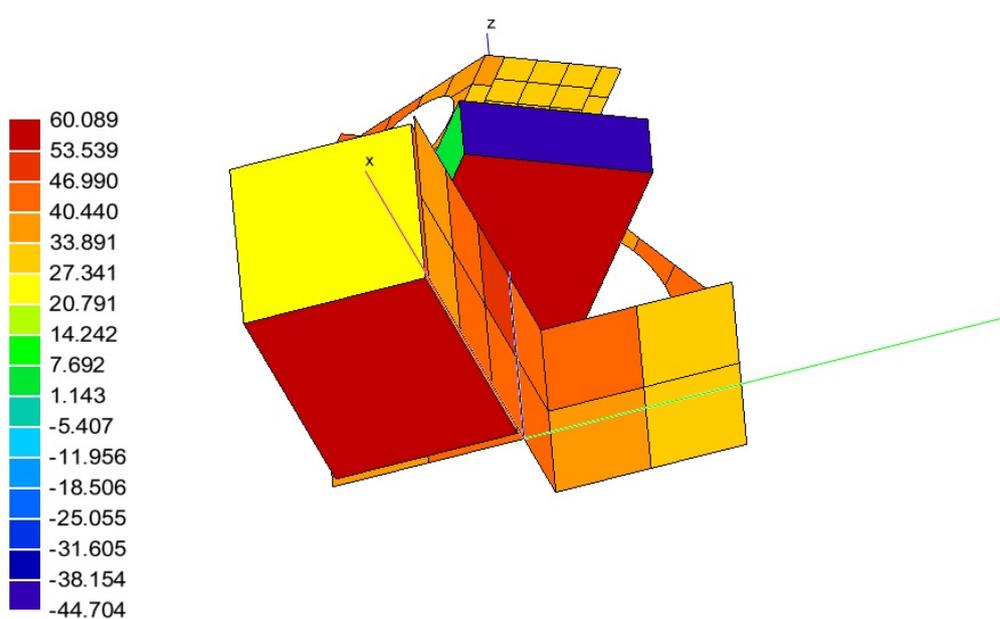
Sono stati effettuati dei tentativi cercando di ridurre la potenza dissipata delle facce demandate alla dissipazione del 5% e di suddividere questa percentuale di potenza tra le altre cinque facce in base alla superficie da cui sarebbe stata dissipata ma anche questa soluzione non ha sortito l'effetto sperato.

7.2 Modifica GL

Analizzando più attentamente i file di testo che il software genera ed usa per sapere quanto valgono i GL ed i GR tra ogni coppia di facce, si è notato che non vi è nessun riferimento a contatti tra le diverse facce delle scatole elettroniche, della struttura del microsatellite e di altri contatti. Il problema è stato dovuto alla non automaticità, da parte del software, della creazione di conduttori lineari tra facce di superfici diverse pur appartenenti alla

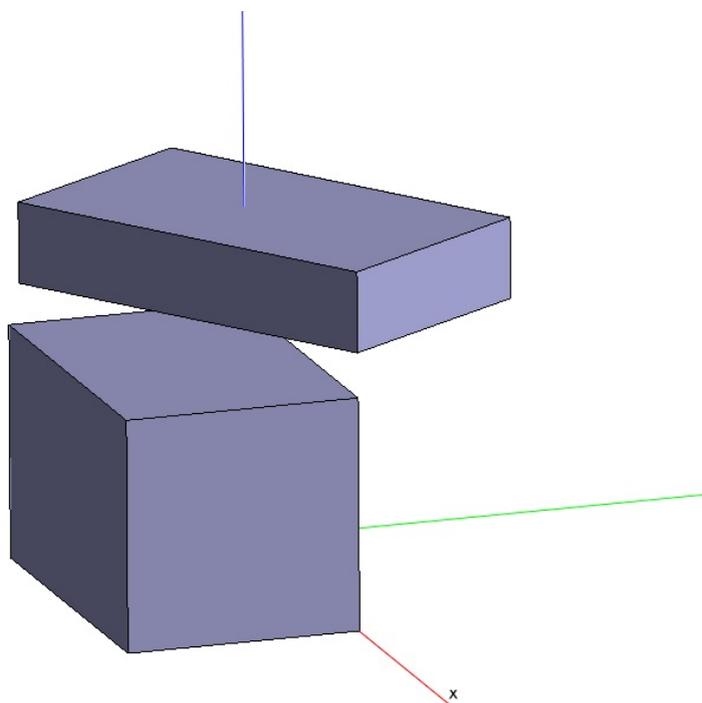


(a) Vista esterna del microsatellite e temperatura di equilibrio con l'ambiente

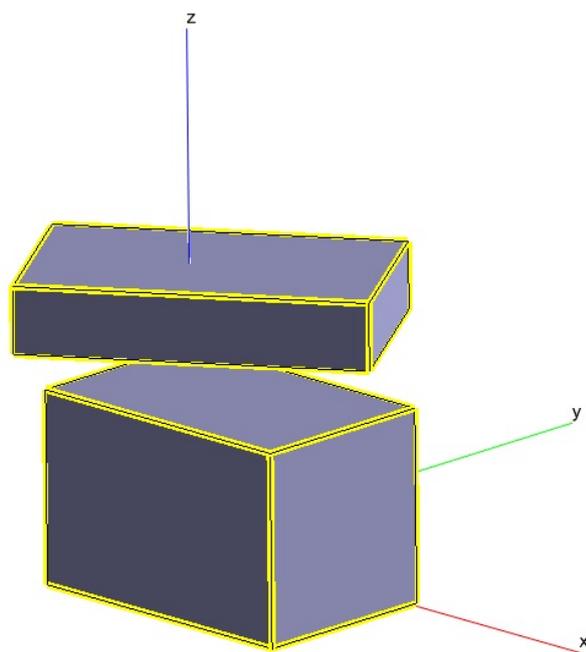


(b) Vista interna del microsatellite e temperatura di equilibrio con l'ambiente

Figura 7.7: Immagini della temperatura di equilibrio dell'analisi termica Enclosure del microsatellite



(a) PPU ed RFG senza interfacce conduttive interne



(b) PPU ed RFG con interfacce conduttive interne

Figura 7.8: Immagini della PPU e dell'RFG prima e dopo la creazione delle interfacce conduttive

Tabella 7.4: Temperatura dei singoli nodi dell'RFG e della PPU per il caso *Enclosure*

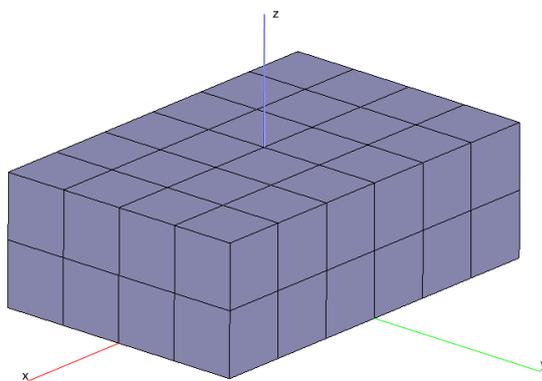
Componente	Nodo	$T [^{\circ}C]$
<i>RFG</i>	122	31,22
	123	6,15
	124	-46,71
	125	-4,11
	126	-27,12
	127	55,60
<i>PPU</i>	232	46,82
	233	16,41
	234	25,45
	235	43,17
	236	37,73
	237	59,42

stessa geometria, come ad esempio le diverse superfici della struttura del microsatellite.

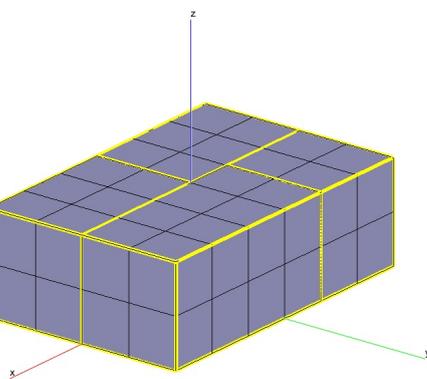
Come si può vedere dalle Figure 7.8 e dalle Figure 7.9 sono quindi stati aggiunti i conduttori lineari di tipo *Fused* tra le facce e questo ha portato a valori di temperatura più uniformi sui componenti elettronici e sulla struttura del microsatellite.

Mentre per la PPU e l'RFG è bastato creare i GL, la struttura del satellite ha richiesto maggiori attenzioni. Inizialmente si è copiata la soluzione dei due componenti elettronici, impostando un conduttore definito tra la struttura ed i pannelli interni. Successivamente per comodità il microsatellite è stato suddiviso in molte superfici più piccole in modo da far combaciare i bordi liberi di queste con i pannelli separatori interni. Sono anche stati sostituiti i contatti tra supporto ed RFG, Figura 7.11, tra propulsore e supporto, Figura 7.10, e tra supporto e struttura del microsatellite con valori di conduttori lineari GL impostati manualmente.

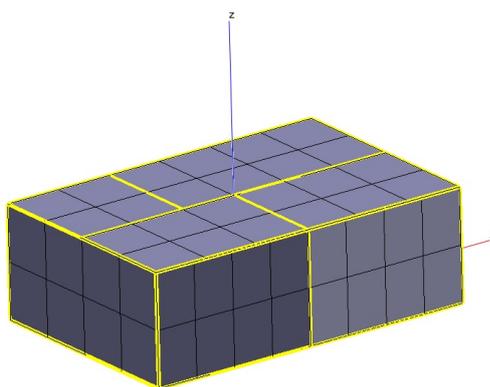
Per quanto riguarda il valore di GL tra generatore e supporto, questo è stato ricavato attraverso la formula riportata nell'equazione 4.4. Per ogni faccia del supporto, visibile alla Figura 7.11, è stato calcolato il valore del conduttore lineare e questo è stato combinato con quello del generatore attraverso l'equazione:



(a) Box del microsatellite senza interfacce conduttive



(b) Box del microsatellite con interfacce conduttive, vista da quadrante X e Y positivi



(c) Box del microsatellite con interfacce conduttive, vista da quadrante X e Y negativi

Figura 7.9: Scatola del microsatellite prima e dopo la generazione delle interfacce conduttive

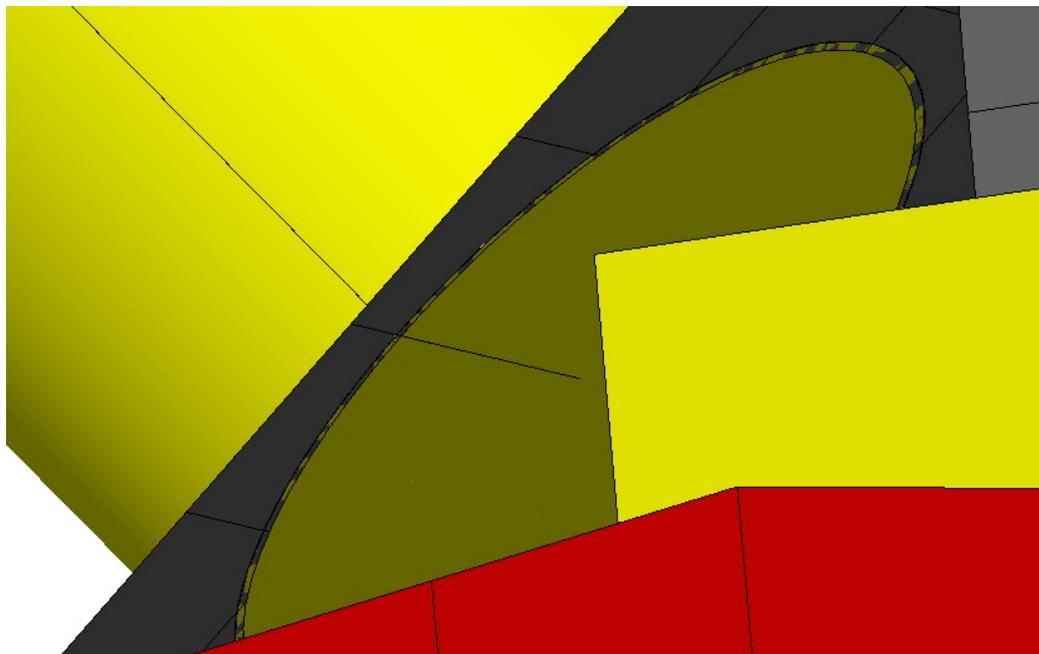


Figura 7.10: Dettaglio della sovrapposizione del propulsore sulla piastra di appoggio del supporto

$$GL_{ij} = \frac{1}{\frac{1}{GL_i} + \frac{1}{GL_j}} \quad (7.1)$$

Invece per i GL supporto-propulsori e supporto-microsatellite si è considerato lo scambio termico conduttivo dovuto ai bulloni che ne permettono il collegamento e alla superficie delle rondelle a contatto tra i due componenti. I valori sono riportati in Tabella 7.5 mentre la spiegazione del metodo di calcolo del conduttore lineare è riportato in Appendice B.

7.3 Analisi orbitale transient

Concluse le prime analisi termiche per la validazione del modello, sono stati definiti dei casi probabili a cui sottoporre il modello sulla base delle possibili quote e inclinazioni a cui il test potrebbe effettuare. Sono stati scelti quattro casi:

- 500 Km di quota e 70° di inclinazione;
- 500 Km di quota e 88° di inclinazione;

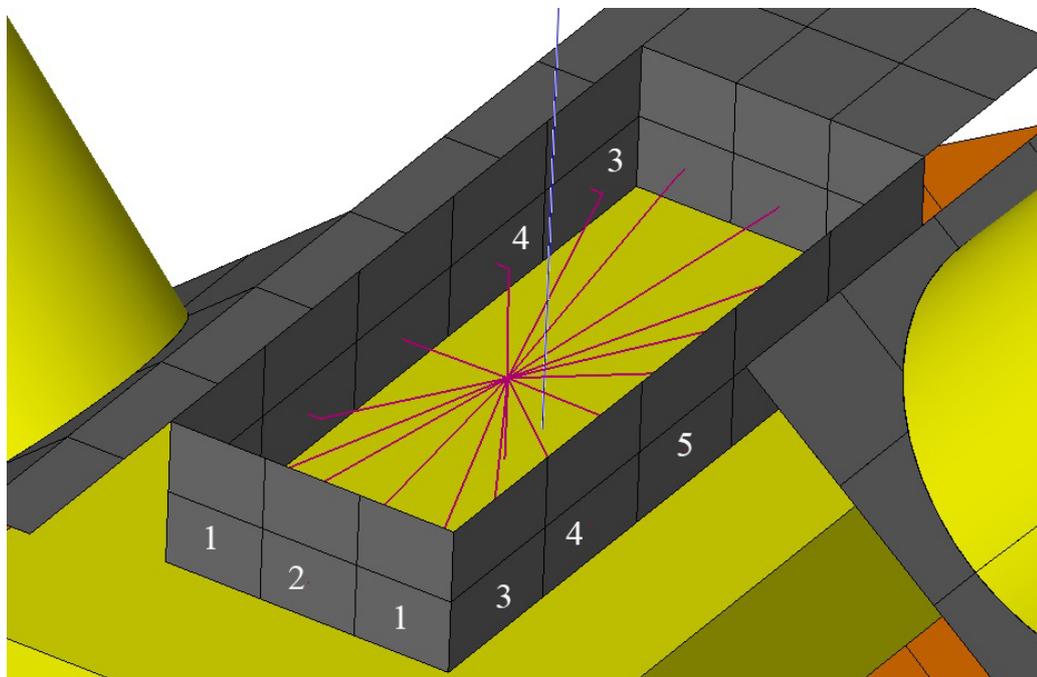
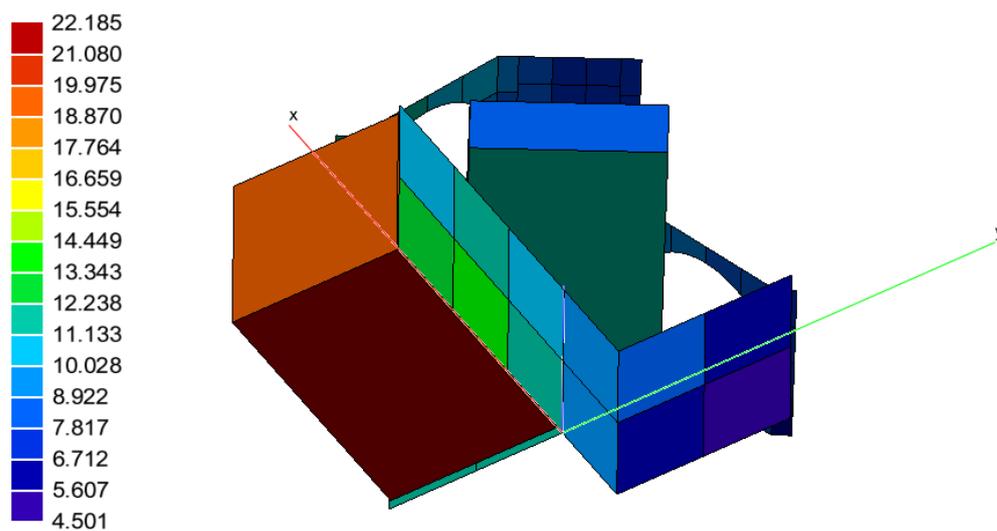


Figura 7.11: *User-Defined Conductors* tra supporto ed RFG

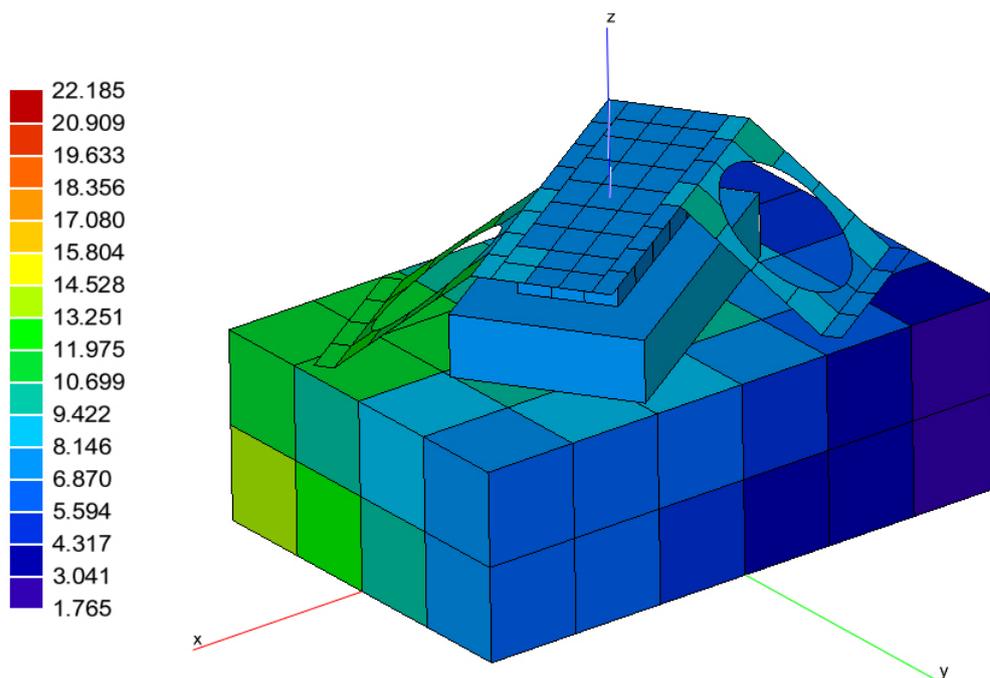
Tabella 7.5: Tabella con valori di GL per i vari nodi del supporto a contatto con l'RFG, per il contatto supporto-micropropulsori e supporto-box

Superficie	$GL_{\text{supp}} [W/K]$	$GL_{\text{RFG}} [W/K]$	$GL [W/K]$
A_1	1,04	0,1005	0,0916
A_2	1,04	0,1040	0,0946
A_3	1,56	0,1744	0,1569
A_4	1,56	0,2758	0,2344
A_5	1,56	0,3900	0,3120

Contatto	$GL [W/K]$	$k_1 [W/mmK]$	$t_1 [mm]$	$k_2 [W/mmK]$	$t_2 [mm]$
<i>Supp-Prop</i>	0.1627	7	3	7	3
<i>Supp-Box</i>	1.9872	130	3	130	4



(a) Vista interna del microsatellite e temperatura di equilibrio



(b) Vista esterna del microsatellite e temperatura di equilibrio con l'ambiente (non sono mostrati i propulsori)

Figura 7.12: Immagini della temperatura di equilibrio dell'analisi termica Enclosure del microsatellite dopo l'inserimento delle interfacce conduttive

- 350 *Km* di quota e 70° di inclinazione;
- 350 *Km* di quota e 88° di inclinazione.

Inizialmente è stato scelto un solo caso, il primo, e basandosi su quello sono state effettuate una serie di simulazioni cercando di comprendere la variazione di temperatura di questo caso se immesso in orbita per un giorno intero con i componenti elettronici spenti o accesi.

7.3.1 Orbita di un giorno

Per la prima analisi termica lanciata tutti i componenti elettronici sono rimasti spenti e il satellite è stato rivolto con l'asse Z, uscente dalla zona del supporto e dei propulsori, rivolto opposto alla Terra e l'asse Y, uscente dal lato opposto alla PPU, normale al piano orbitale. Dopo un giorno ed una serie di orbite le temperature massime e minime della PPU e dell'RFG sono riportate in Tabella 7.6. La temperatura massima sarebbe di circa 1°C ma questo valore deve essere escluso in quanto il satellite all'inizio dell'analisi è ad una temperatura pari a 0°C. In Figura 7.13 sono visibili le variazioni di temperatura.

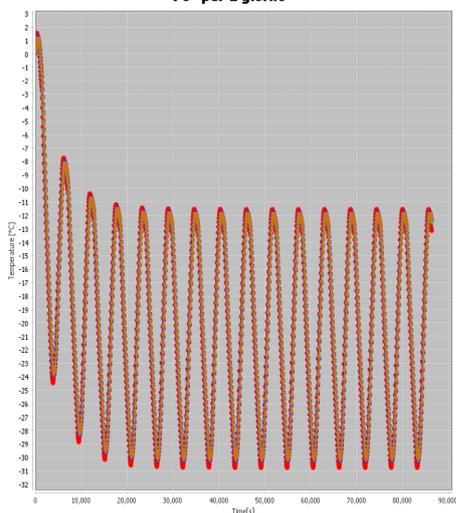
Successivamente è stata lanciata una simulazione mantenendo in funzione tutti i componenti elettronici per un giorno intero alla massima potenza, caso non realistico ma utile a comprendere l'intervallo di temperatura che raggiungono i componenti. In Tabella 7.6 sono riportate le temperature minima e massima della PPU e dell'RFG mentre in Figura 7.13 sono riportati i grafici della variazione lungo l'intera simulazione.

Le temperature della PPU e dell'RFG sono basse nel caso di componenti spenti e risultano troppo elevate nel caso le apparecchiature siano accese. Il caso più problematico è il secondo in quanto PPU ed RFG non sono qualificati per temperature superiori ai 50°C per cui vi è la necessità di non superare questo valore. Inoltre si deve considerare che questo lavoro è uno studio preliminare e pertanto i risultati devono essere modificati con dei margini di sicurezza, definiti *uncertainties*, che per tutto il lavoro saranno pari a $\pm 10^\circ$ dove il segno positivo è usato per le temperature massime ed il segno negativo per quelle minime. Tuttavia tutti i risultati forniti, a meno di specificazione, non saranno comprensivi di margine.

7.3.2 Accensione limitata

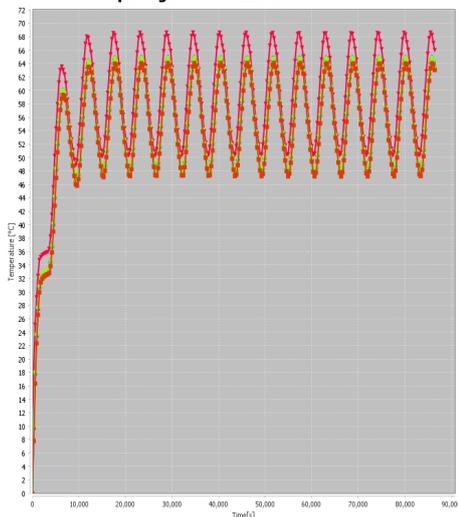
Nel precedente paragrafo, in Tabella 7.6 e alle Figure 7.13, è evidente come le temperature siano molto basse in caso di non accensione dei componenti

Grafico variazione temperatura PPU a 500 Km con inclinazione 70° per 1 giorno



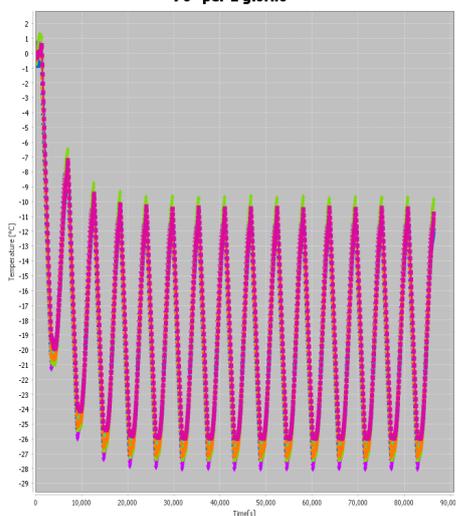
(a) Variazione di temperatura della PPU spenta

Grafico variazione temperatura PPU a 500 Km inclinazione 70° per 1 giorno attrezzature accese



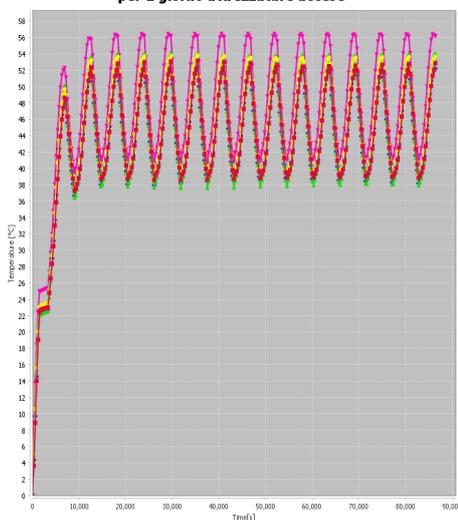
(b) Variazione di temperatura della PPU accesa

Grafico variazione temperatura RFG a 500 Km con inclinazione 70° per 1 giorno



(c) Variazione di temperatura dell'RFG spento

Grafico variazione temperatura RFG a 500 Km inclinazione 70° per 1 giorno attrezzature accese



(d) Variazione di temperatura dell'RFG acceso

Figura 7.13: Grafici con variazioni di temperatura per RFG e PPU nel caso di orbita a 500 Km di quota e 70° di inclinazione per un giorno intero in caso o meno di accensione dei componenti

Tabella 7.6: Tabella con i valori di temperatura massima e minima raggiunti dall'RFG e dalla PPU in caso o meno di accensione dei componenti

Componenti spenti		
<i>Componente</i>	$T_{\text{MAX}} [^{\circ}\text{C}]$	$T_{\text{MIN}} [^{\circ}\text{C}]$
<i>RFG</i>	-10,27	-28,11
<i>PPU</i>	-11,54	-30,79
Componenti accesi		
<i>Componente</i>	$T_{\text{MAX}} [^{\circ}\text{C}]$	$T_{\text{MIN}} [^{\circ}\text{C}]$
<i>RFG</i>	56,43	38,59
<i>PPU</i>	68,61	47,24

elettronici ma troppo elevate se questi vengono mantenuti in funzione per troppo tempo.

Per prima cosa si è deciso di sostituire il pannello della struttura del microsatellite su cui si appoggia la base dissipativa della PPU. Questo, inizialmente rivestito di Kapton sul lato esterno, è stato ricoperto di vernice bianca trasformandolo in un radiatore come si può notare in verde in Figura 7.14. Inoltre, si è deciso di effettuare un'altra coppia di analisi limitando l'accensione a 1800 s. Queste due si basano sul caso di microsatellite con componenti elettronici spenti e ne prevedono l'accensione dopo un certo numero di secondi, quando si è sicuri che la temperatura del satellite varii sempre tra i due stessi valori perchè ha raggiunto la condizione di equilibrio termico. Entrambe le analisi sono riferite solamente ad un nodo della PPU, il numero 241, il quale è quello a cui è stata impostata la condizione al contorno di dissipazione per la Power Processing Unit. La prima analisi prevede l'accensione dei componenti nel momento di inizio eclissi perciò quando il satellite è alla temperatura massima, invece la seconda ne prevede l'accensione quando è prossimo ad essere nuovamente in vista del Sole sul finire dell'eclissi, alla temperatura minore. I risultati sono visibili nel grafico in Figura 7.15 mentre i valori più significativi sono riportati in Tabella 7.7 dove:

Caso 1 è riferito all'accensione dei componenti all'inizio del periodo di eclissi;

Caso 2 è riferito all'accensione dei componenti alla fine del periodo di eclissi.

Gli intervalli di temperatura ricavati possono essere considerati accettabili se si considera un intervallo di funzionamento della PPU e dell'RFG di

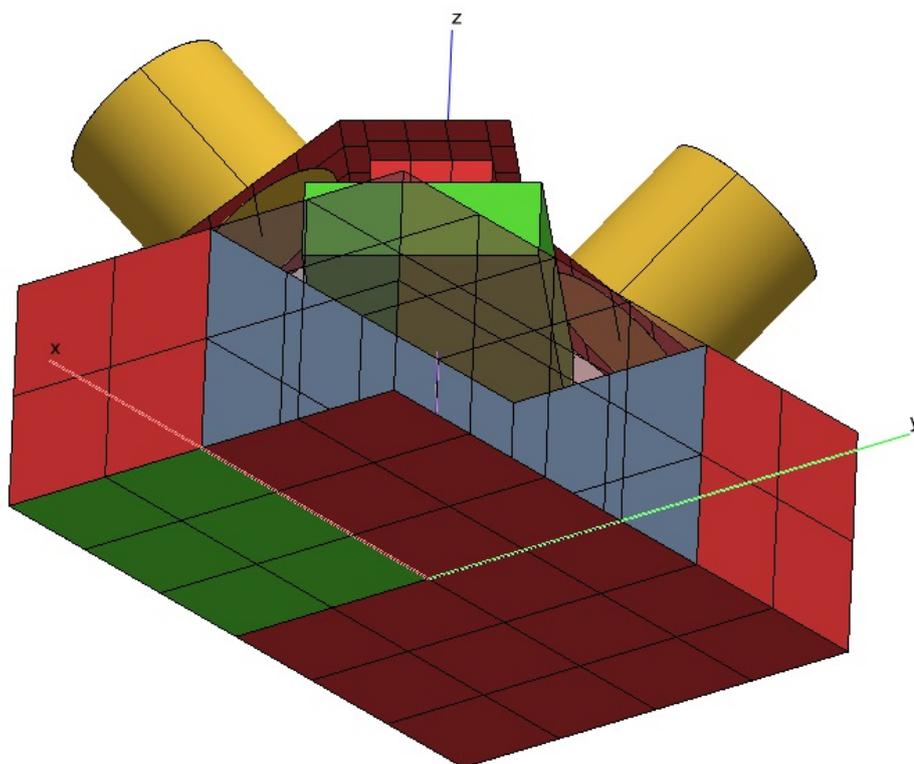


Figura 7.14: Dettaglio del microsatellite successivo all'inserimento di una zona radiativa a contatto con la base della PPU

Tabella 7.7: Temperature massime e minime raggiunte dal microsatellite nel caso in Figura 7.15 e tempo in cui quel valore è stato raggiunto

Nodo 241	T_{MIN} [$^{\circ}C$]	t_{MIN} [s]	T_{MAX} [$^{\circ}C$]	t_{MAX} [s]
<i>Caso 1</i>	-24,83	10 200	39,64	15 720
<i>Caso 2</i>	-25,87	15 840	28,60	17 640

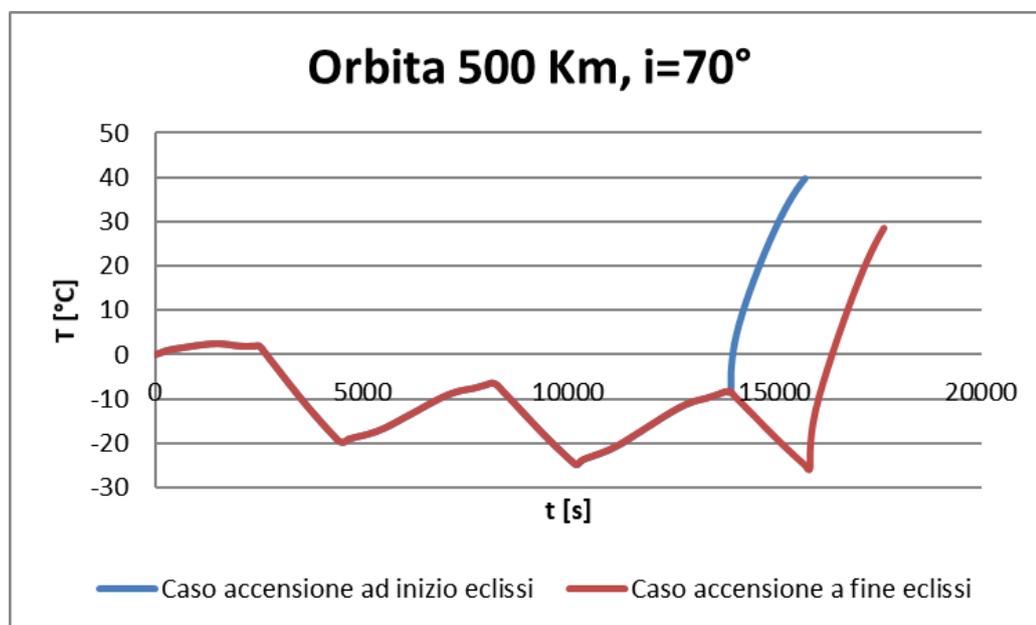


Figura 7.15: Grafico con gli andamenti della temperatura nel caso di accensione limitata a 1800 s all’inizio o alla fine dell’eclissi

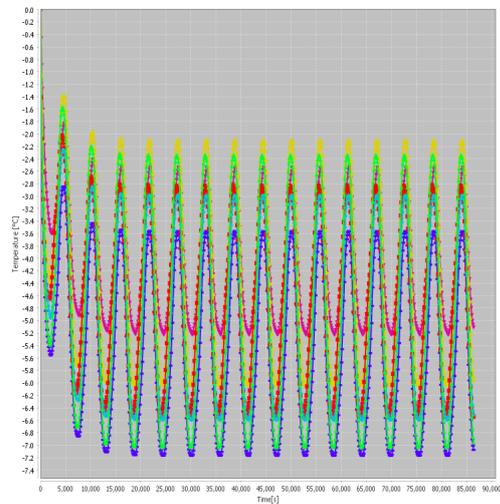
$-50^{\circ}\text{C} \div +50^{\circ}\text{C}$ anche se la temperatura massima del primo caso, considerando anche il margine, arriva al limite superiore dell’intervallo. Tuttavia questo caso risulta poco realistico perchè l’esecuzione del test in eclissi risulta sconveniente sia per la temperatura raggiunta sia, soprattutto, in quanto la potenza utilizzata dovrebbe essere fornita dalle batterie essendo il satellite in ombra rispetto al Sole. Questo caso quindi non verrà più riprodotto in futuro e si effettueranno analisi con accensione dei componenti solo quando il satellite sarà in vista del Sole.

7.3.3 Orbita senza eclissi

In precedenza, per le orbite analizzate, si è sempre considerato un periodo di eclissi del satellite poichè questo viene nascosto dalla Terra durante la sua rivoluzione. Tuttavia, nell’arco di un anno vi sarà almeno una volta una situazione in cui il dimostratore non sarà celato dalla Terra. Questo evento è dovuto all’inclinazione dell’orbita combinato all’inclinazione dell’asse terrestre rispetto al piano dell’eclittica ossia quel piano su cui la Terra compie la sua rivoluzione rispetto al Sole.

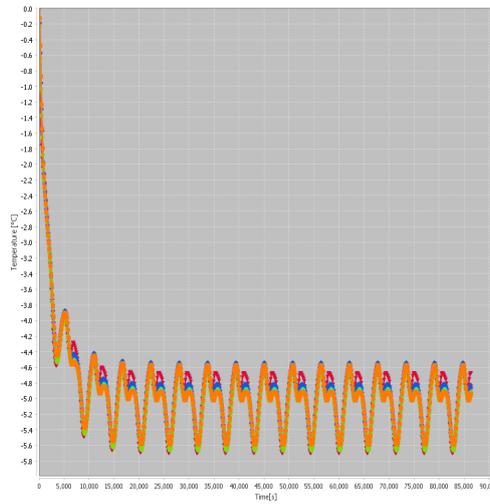
Per questo motivo, sempre utilizzando il caso di orbita ad una quota di 500 Km e con un’inclinazione rispetto al piano equatoriale terrestre di 70° , si

Variazione temperatura RFG caso 500 Km 70° di inclinazione assenza di eclissi



(a) Grafico con variazione di temperatura dell'RFG in caso di orbita senza eclissi

Variazione temperatura PPU caso 500 Km 70° di inclinazione assenza di eclissi



(b) Grafico con variazione di temperatura della PPU in caso di orbita senza eclissi

Figura 7.16: Grafici con variazione di temperatura di tutti i nodi della PPU per orbita con e senza eclissi

è andati a modificare altri parametri, la data e l'ascensione retta*, in modo da ottenere una situazione orbitale in mancanza di eclissi. Si può notare, in Figura 7.16, come la temperatura sia maggiore rispetto ai casi precedenti soprattutto nelle minime. La differenza tra il grafico riguardante la PPU e quello relativo all'RFG è dovuto al fatto che il primo componente è posto internamente al satellite e con il lato a cui è a contatto sempre rivolto al Sole mentre il secondo è posto esternamente ed è quindi più soggetto agli sbalzi termici con l'ambiente esterno. In ogni caso la variazione di temperatura per l'RFG è di circa $5^{\circ}C$, inferiore rispetto ai casi di orbite in presenza di eclissi.

Perciò questo caso, che si è pensato potesse essere estremamente problematico, si è rivelato molto meno estremo e anzi si potrebbe dire preferibile rispetto ai casi con eclissi.

*L'ascensione retta è il valore di longitudine del nodo ascendente, ossia del punto in cui l'orbita del satellite incrocia il piano equatoriale terrestre durante la salita verso l'emisfero boreale

Tabella 7.8: Valore delle proprietà *Termo-Ottiche* dei due strati di Kapton

Coefficiente	ϵ_{IR}	ρ_{IR}	τ_{IR}	α_{vis}	ρ_{vis}	τ_{vis}
<i>1/2 mil</i>	0,55	0	0	0,34	0	0
<i>2 mil</i>	0,77	0	0	0,45	0	0

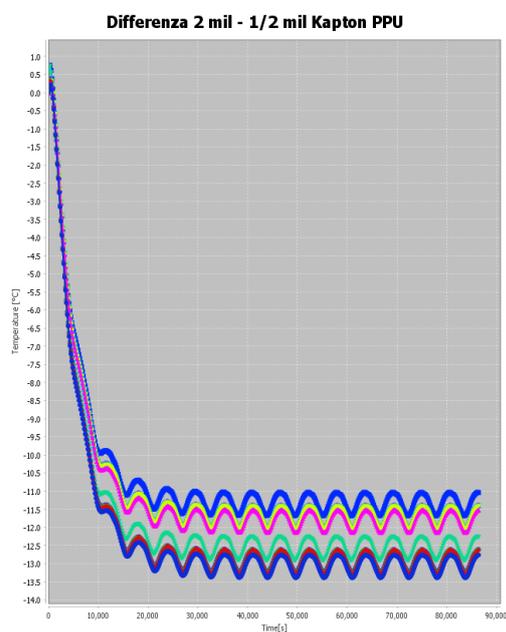
7.4 Scelta dell'assetto

La scelta dell'assetto che avrà il satellite durante la sua orbita è importante in quanto da questo dipende la quantità di raggi solari che lo investono, la quantità di calore dissipato verso l'ambiente esterno anche in relazione a quali parti del satellite sono rivolte verso una determinata porzione di cielo. Proprio per questo motivo si è deciso di modificare l'assetto del dimostratore facendo in modo che l'asse Z positivo fosse sempre rivolto verso il Sole, caso *True Sun* o rivolto in direzione opposta, caso *Anti True Sun*. In questo modo i pannelli solari sono sempre rivolti verso il Sole e ricevono sempre i raggi solari in maniera perpendicolare permettendo di massimizzare la produzione di potenza. Inoltre si è cercato di ridurre la dissipazione di calore del microsatellite.

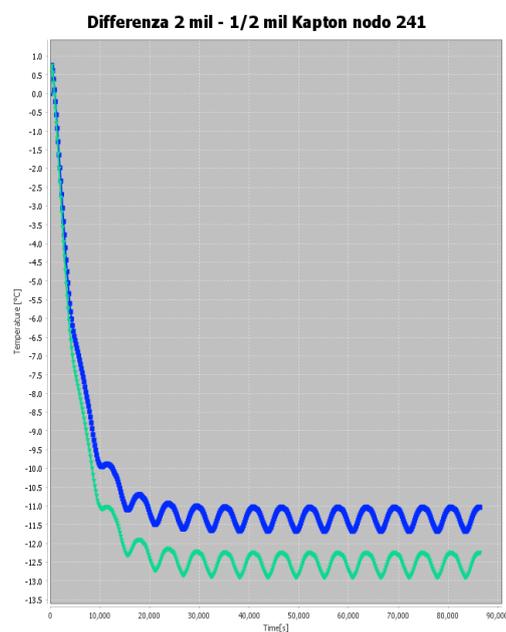
7.4.1 Spessore del Kapton

Alla luce delle precedenti analisi però si è pensato che fosse da riconsiderare lo strato isolante di Kapton posto sulla superficie esterna del microsatellite e sul supporto. Dato che la temperatura durante i periodi di eclissi tende ad essere molto bassa la soluzione cercata è stata quella di ridurre l'emittanza della superficie esterna. Si è quindi andati ad analizzare quale tra due spessori di Kapton, le cui caratteristiche sono riportate in Tabella 7.8, permettesse di avere la temperatura minima più elevata.

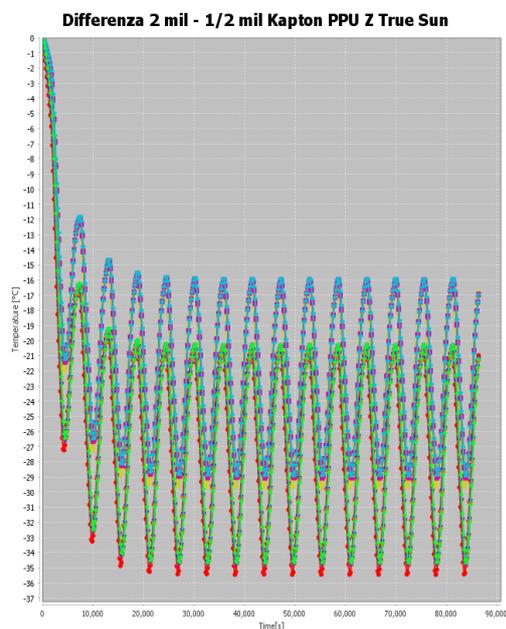
Dai grafici alle Figure 7.17 e 7.18 è evidente come utilizzare 1/2 mil, millesimo di pollice, di Kapton, le cui caratteristiche sono state ricavate dal Gilmore [5], permetta di avere temperature minime maggiori soprattutto se il satellite deve effettuare un certo periodo di tempo in eclissi. Questo perchè lo spessore ridotto del Kapton riduce l'assorbimento nel campo del visibile ma permette una maggiore riduzione delle emissioni nel campo degli infrarossi quindi il bilancio termico risulta essere più elevato.



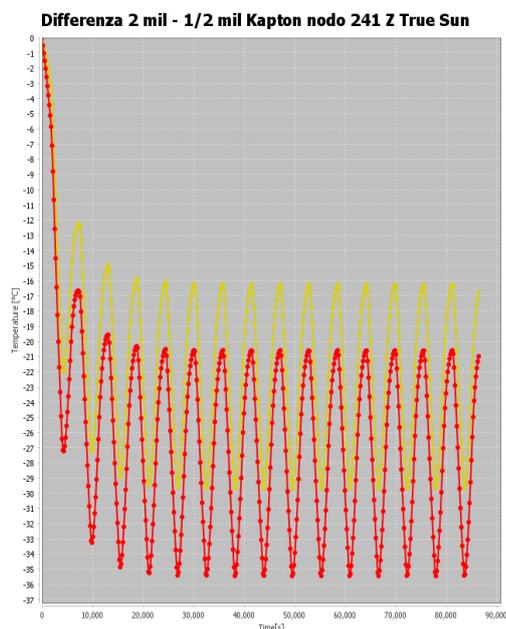
(a) Differenza di variazione di temperatura orbita senza eclissi per PPU



(b) Differenza di variazione di temperatura orbita senza eclissi per nodo 241



(c) Differenza di variazione di temperatura orbita con eclissi per PPU



(d) Differenza di variazione di temperatura orbita con eclissi per nodo 241

Figura 7.17: Grafici con variazione di temperatura della PPU e del nodo 241 per orbita a 500 Km e 88° , assetto *True Sun*, con e senza eclissi per verificare differenza tra i due strati di Kapton

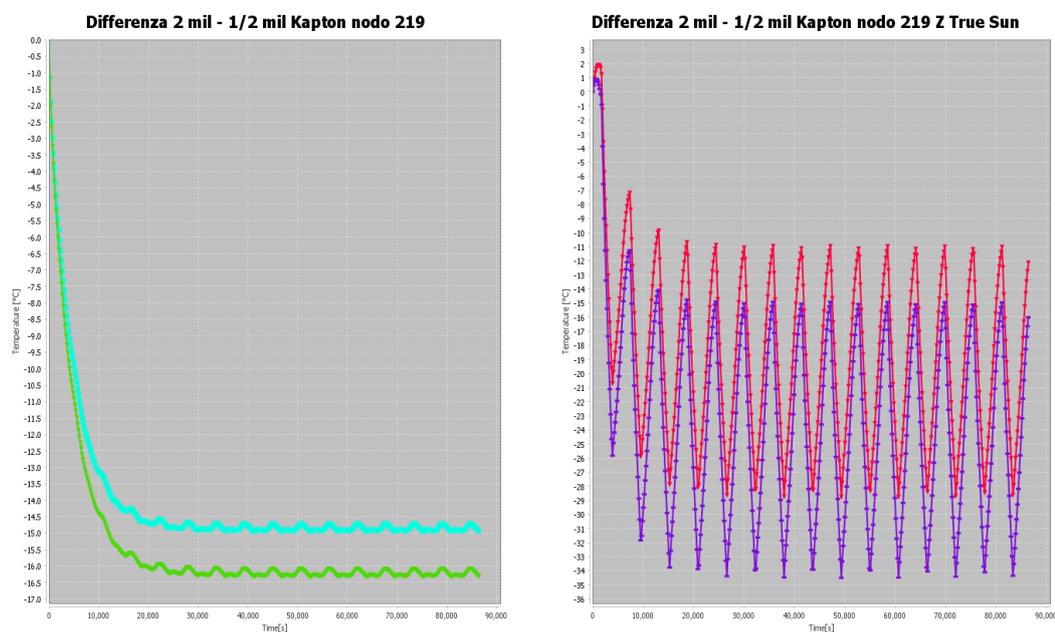


Figura 7.18: Grafici con differente variazione di temperatura per caso con e senza eclissi per il nodo 219 dell'RFG in caso di due diversi strati di Kapton

7.4.2 True Sun - Anti True Sun

Una volta definito lo spessore dello strato di isolante sulla superficie esterna del microsatellite si è passati ad analizzare quale assetto fosse più adatto avendo come obiettivo di mantenere la temperatura minima più alta possibile. Per effettuare questa scelta sono stati considerati i quattro casi orbitali possibili menzionati in precedenza nel paragrafo 7.3 mettendo a confronto i due possibili assetti. Come data dell'analisi per i casi con altitudine a 500 Km è stato impostato il 21/3/2021 con ascensione retta di 0° per il massimo periodo possibile di eclissi, con RA di 90° per il caso senza eclissi. Invece per il caso con altitudine di 350 Km , inclinazione di 70° e senza eclissi è stato necessario modificare la data al 21/6/2021 e l'ascensione retta a 165° .

Come si può notare dalle Tabelle 7.9 e dai grafici delle Figure 7.19, che sono solo alcuni di quelli ricavati, la temperatura minima più elevata si ha quando il satellite ha un assetto con l'asse Z in True Sun, diretto verso il Sole. Questo perchè permette di mantenere a temperatura maggiore il generatore di radiofrequenze il quale è esposto all'ambiente esterno e non ha la struttura a ridurre l'emissione di calore al contrario della PPU. Inoltre l'assetto True Sun permette anche di avere una minore differenza di temperatura tra il caso

Tabella 7.9: Tabella con temperatura massima e minima della PPU e dell'RFG per i vari casi di assetto e orbita

Caso 500 Km 88°					
		RFG		PPU	
		$T_{MAX}[^{\circ}C]$	$T_{MIN}[^{\circ}C]$	$T_{MAX}[^{\circ}C]$	$T_{MIN}[^{\circ}C]$
Eclissi	<i>True Sun</i>	-4,71	-29,30	-15,84	-29,66
	<i>Anti True Sun</i>	-19,38	-35,18	-15,84	-31,98
No eclissi	<i>True Sun</i>	1,08	-5,19	-9,01	-9,97
	<i>Anti True Sun</i>	-14,71	-18,32	-11,03	-12,14
Caso 500 Km 70°					
		RFG		PPU	
		$T_{MAX}[^{\circ}C]$	$T_{MIN}[^{\circ}C]$	$T_{MAX}[^{\circ}C]$	$T_{MIN}[^{\circ}C]$
Eclissi	<i>True Sun</i>	-6,49	-29,72	-16,91	-30,27
	<i>Anti True Sun</i>	-19,37	-35,18	-15,81	-31,96
No eclissi	<i>True Sun</i>	0,73	-5,93	-8,82	-10,23
	<i>Anti True Sun</i>	-12,66	-17,39	-9,27	-11,12
Caso 350 Km 88°					
		RFG		PPU	
		$T_{MAX}[^{\circ}C]$	$T_{MIN}[^{\circ}C]$	$T_{MAX}[^{\circ}C]$	$T_{MIN}[^{\circ}C]$
Eclissi	<i>True Sun</i>	-5,33	-28,35	-15,52	-28,86
	<i>Anti True Sun</i>	-17,68	-33,49	-14,36	-30,10
No eclissi	<i>True Sun</i>	0,67	-5,14	-8,80	-9,74
	<i>Anti True Sun</i>	-13,07	-16,66	-9,37	-10,52
Caso 350 Km 70°					
		RFG		PPU	
		$T_{MAX}[^{\circ}C]$	$T_{MIN}[^{\circ}C]$	$T_{MAX}[^{\circ}C]$	$T_{MIN}[^{\circ}C]$
Eclissi	<i>True Sun</i>	-5,34	-28,36	-15,52	-28,86
	<i>Anti True Sun</i>	-17,68	-33,50	-14,37	-30,13
No eclissi	<i>True Sun</i>	-0,24	-6,42	-9,54	-10,55
	<i>Anti True Sun</i>	-13,30	-17,56	-9,94	-11,56

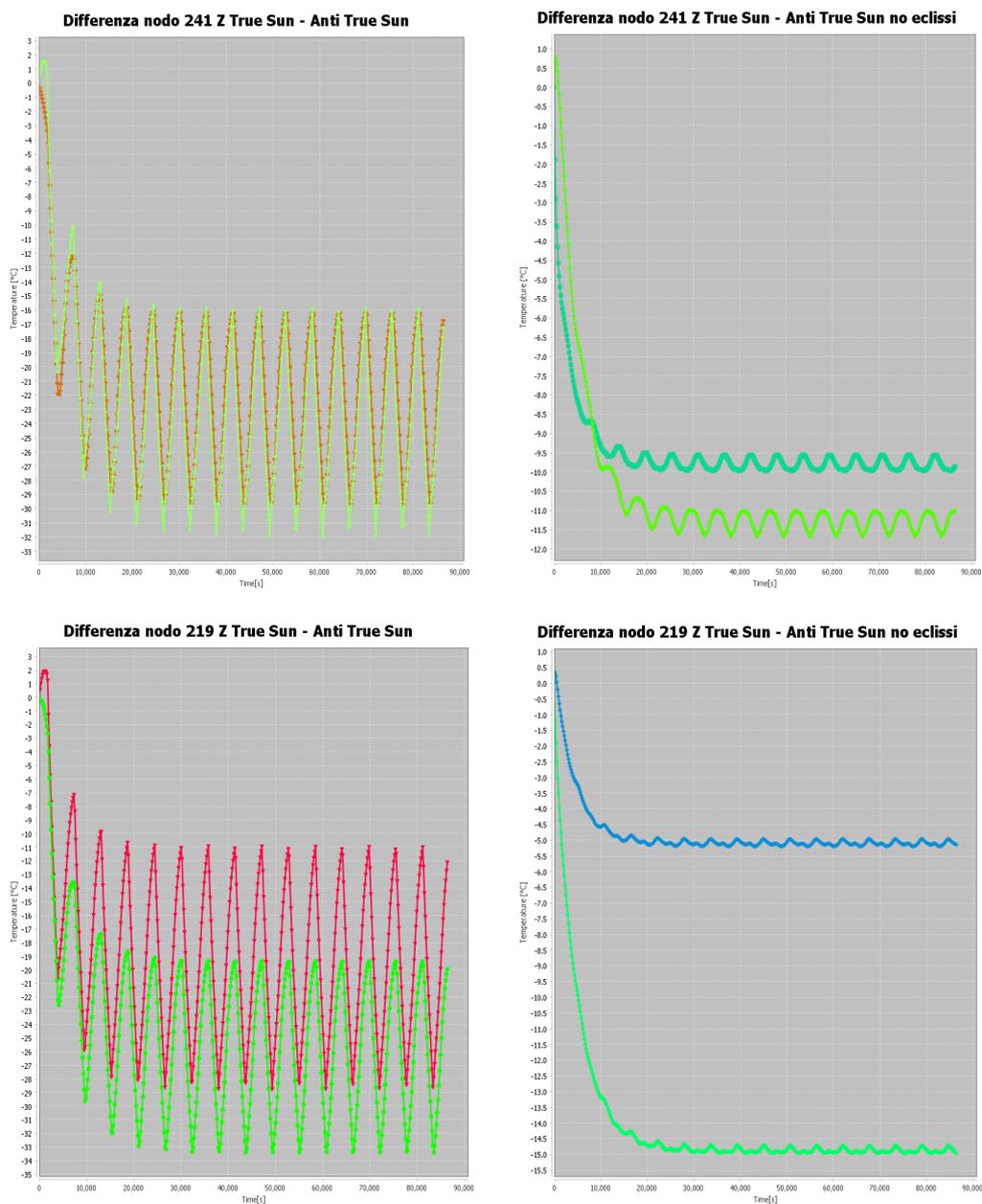


Figura 7.19: Grafici con differente variazione di temperatura tra assetto *True Sun* e *Anti True Sun* per il nodo 241 della PPU e 219 dell'RFG

massimo ed il caso minimo.

7.5 Vari tentativi di accensione

Avendo definito quale assetto risulta più conveniente e quale spessore di Kapton permette una minor dispersione di calore, si è passati ad analizzare la variazione di temperatura del dimostratore nel caso vengano attivati i componenti elettronici. Per queste analisi si è evitato di lanciare simulazioni per tutti i casi orbitali e si è deciso di sfruttare solamente l'orbita a 500 Km e 70° di inclinazione.

Inizialmente è stata lanciata una simulazione della durata di un giorno con accensione dei componenti elettronici per 1800 s nel caso con eclissi ed in assenza di questa. La probabilità che queste simulazioni portassero risultati positivi erano elevate in quanto un'analisi simile era già stata lanciata in precedenza e non aveva portato i componenti a temperature superiori a quelle di qualifica considerando anche i margini di incertezza. Successivamente le due analisi sono state ripetute allungando però il tempo di accensione a 3600 s per verificare che un prolungamento del funzionamento dei componenti alla massima potenza potesse essere attuato senza rischiare di danneggiarli.

7.5.1 Accensione per 1800 s

Dai grafici in Figura 7.20 è evidente come la temperatura della PPU e dell'RFG rimanga nell'intervallo per cui sono qualificati. Nei grafici in Figura 7.22 è ancor meglio visibile come l'escursione di temperatura sia all'interno dei limiti. Si noti che la barra verde leggermente più piccola rappresenta il margine di temperatura di 10° C e non va mai a superare i limiti di $\pm 50^\circ\text{ C}$.

7.5.2 Accensione per 3600 s

Al contrario del caso precedente, il funzionamento dei componenti per un'ora porta ad eccedere la temperatura massima di qualifica come è evidente dai grafici in Figura 7.21 ed in Figura 7.23. Si nota come la temperatura massima ecceda il limite superiore di 50° C se si inserisce il margine di 10° C . Per il caso di PPU su orbita senza eclissi, il limite superiore è superato anche senza considerare il margine di temperatura e questo è visibile al grafico di Figura 7.23b dove la linea che rappresenta l'escursione di temperatura del nodo 241 della PPU è completamente rossa.

Grafico TS_500km_70deg no eclissi variazione temperatura PPU con accensione per 1800s a 55260s

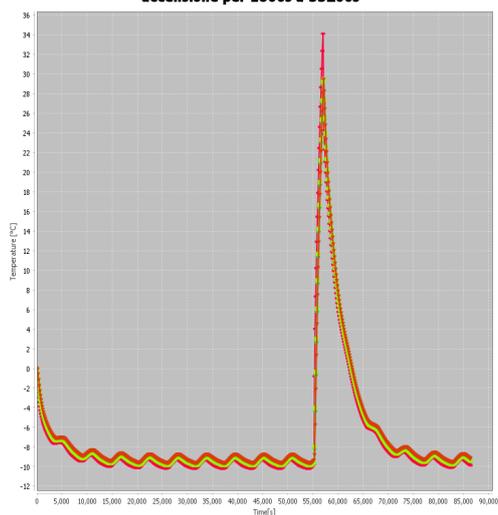


Grafico TS_500km_70deg variazione temperatura PPU con accensione per 1800s a 55260s

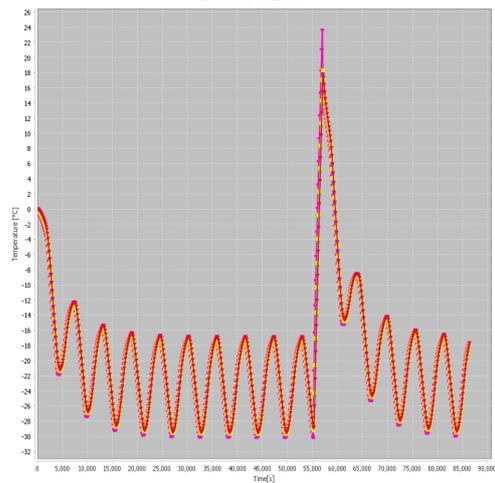


Grafico TS_500km_70deg no eclissi variazione temperatura RFG con accensione per 1800s a 55260s

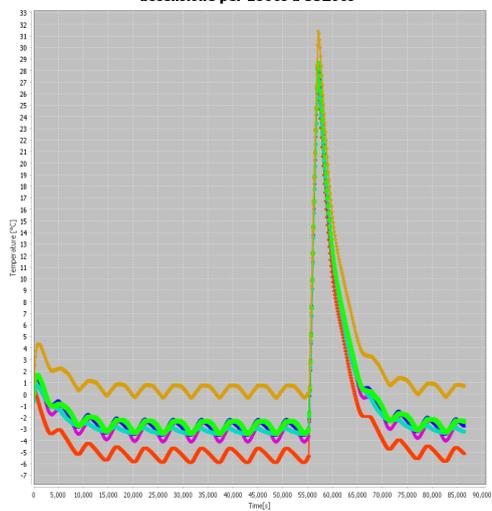


Grafico TS_500km_70deg variazione temperatura RFG con accensione per 1800s a 55260s

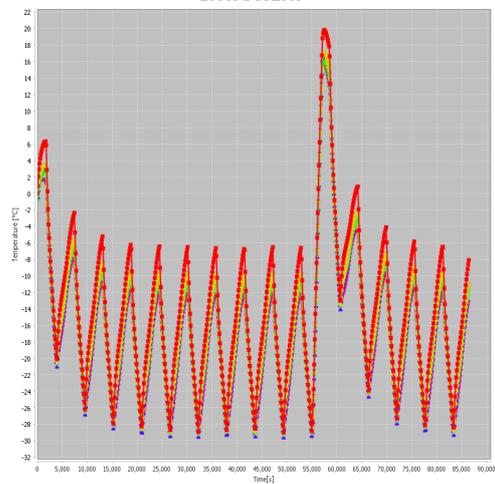


Figura 7.20: Grafici con variazione di temperatura per i nodi di PPU ed RFG in caso di accensione limitata a 1800 s

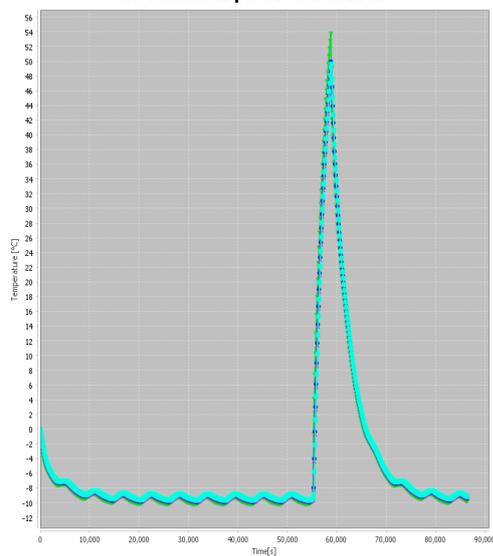
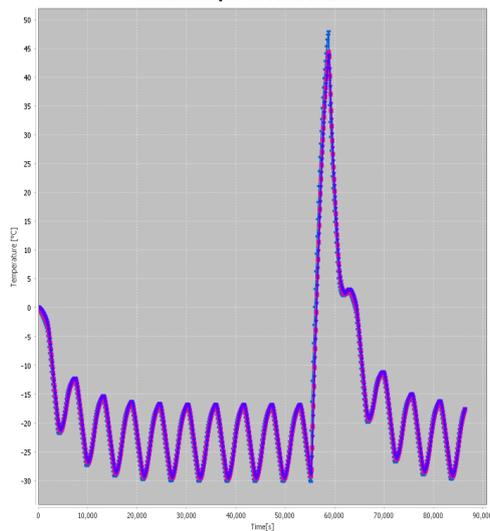
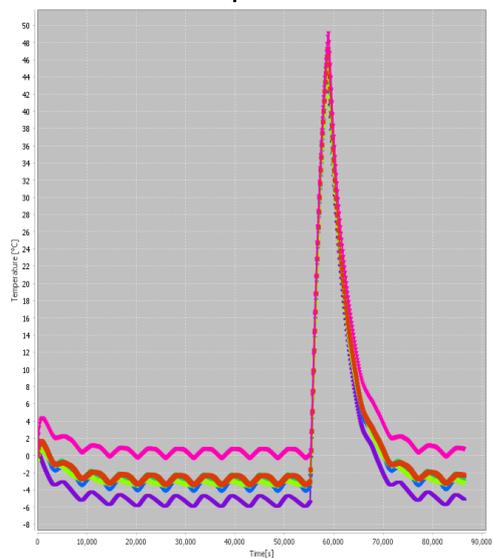
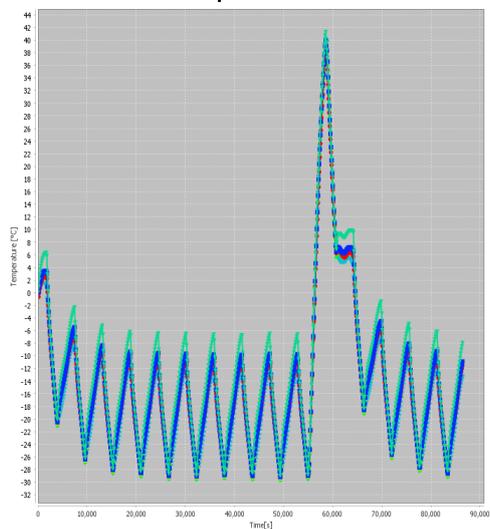
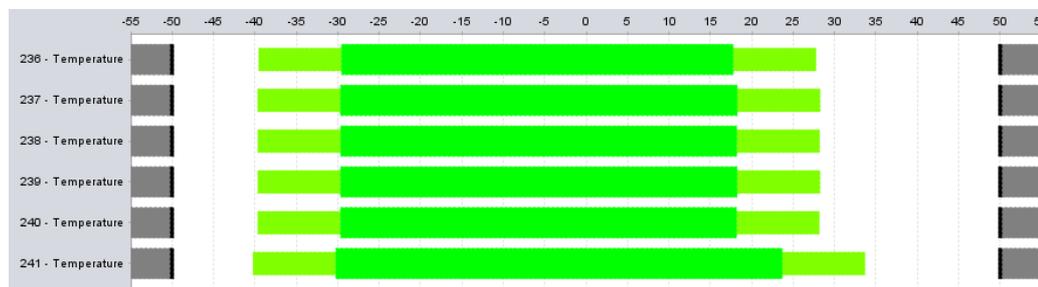
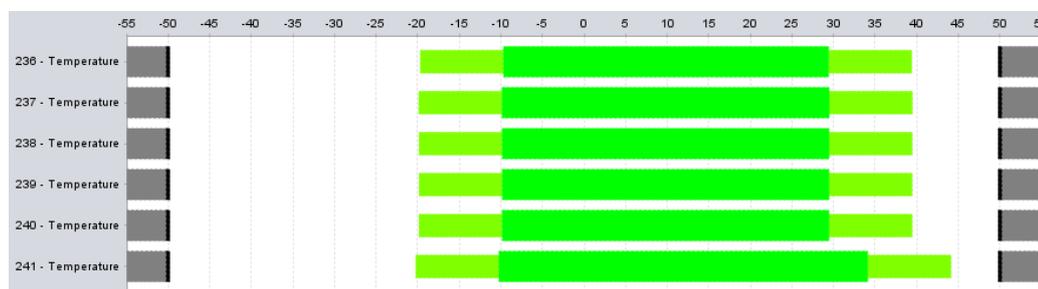
Grafico TS_500km_70deg no eclissi variazione temperatura PPU con accensione per 3600s a 55260s**Grafico TS_500km_70deg variazione temperatura PPU con accensione per 3600s a 55260s****Grafico TS_500km_70deg no eclissi variazione temperatura RFG con accensione per 3600s a 55260s****Grafico TS_500km_70deg variazione temperatura RFG con accensione per 3600s a 55260s**

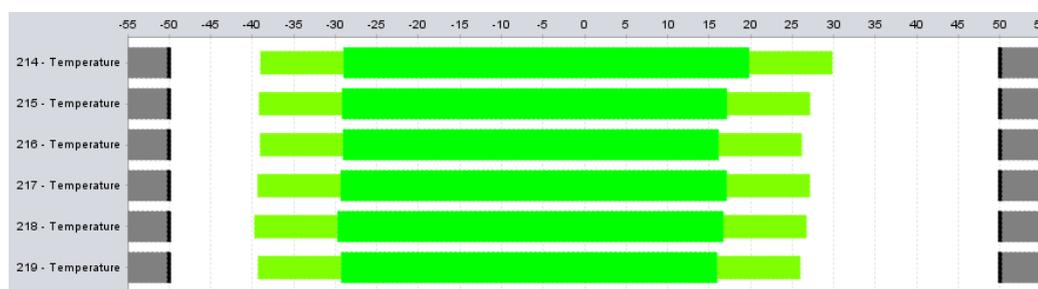
Figura 7.21: Grafici con variazione di temperatura per i nodi di PPU ed RFG in caso di accensione limitata a 3600 s



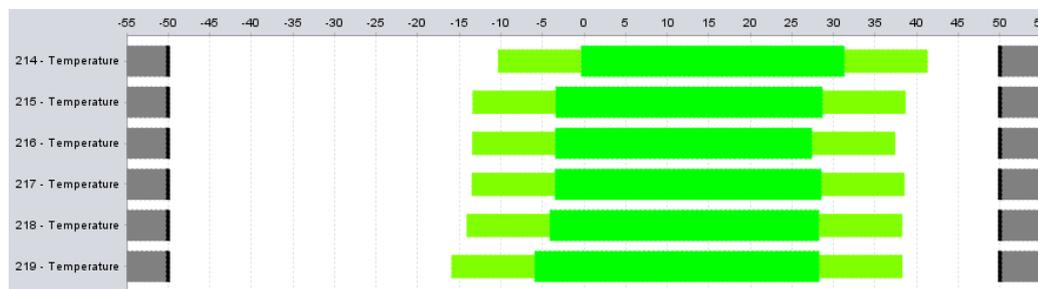
(a) Grafico con intervallo di temperatura di PPU per caso orbitale con eclissi



(b) Grafico con intervallo di temperatura di PPU per caso orbitale senza eclissi

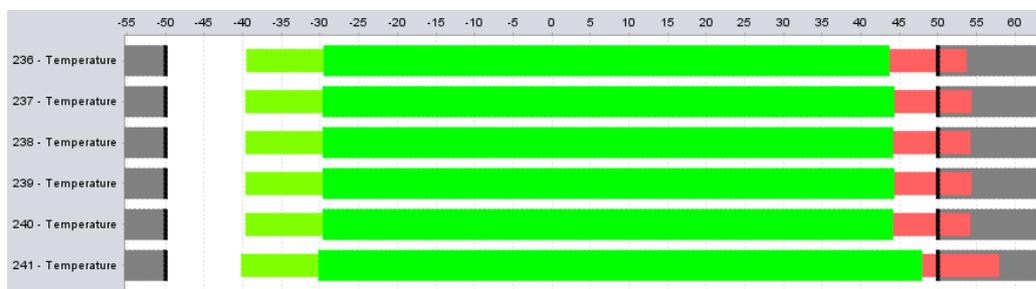


(c) Grafico con intervallo di temperatura di RFG per caso orbitale con eclissi

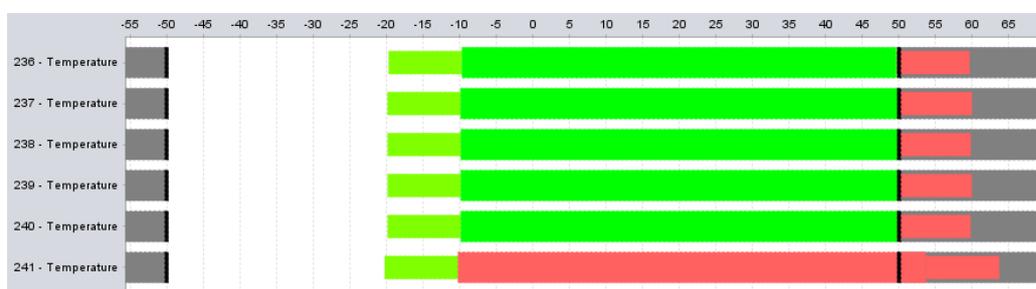


(d) Grafico con intervallo di temperatura di RFG per caso orbitale senza eclissi

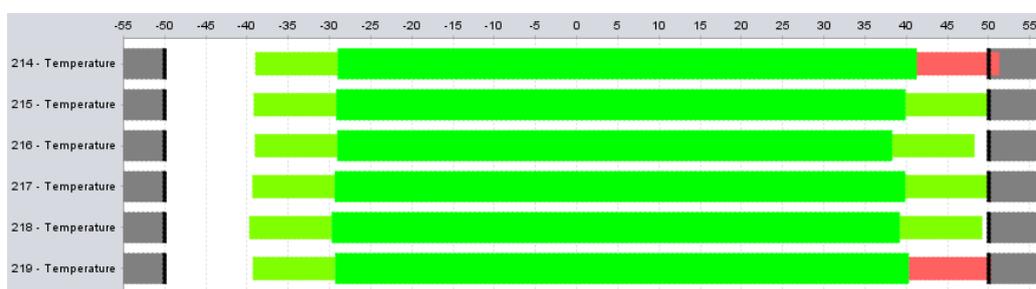
Figura 7.22: Grafici che mostrano l'intervallo di variazione della temperatura dei nodi di PPU ed RFG per accensione di 1800s con margine di 10° C



(a) Grafico con intervallo di temperatura di PPU per caso orbitale con eclissi



(b) Grafico con intervallo di temperatura di PPU per caso orbitale senza eclissi



(c) Grafico con intervallo di temperatura di RFG per caso orbitale con eclissi



(d) Grafico con intervallo di temperatura di RFG per caso orbitale senza eclissi

Figura 7.23: Grafici che mostrano l'intervallo di variazione della temperatura dei nodi di PPU ed RFG per accensione di 3600s con margine di 10° C

**Grafico variazione temperatura nodo 241 Z True Sun accensione
5 W**

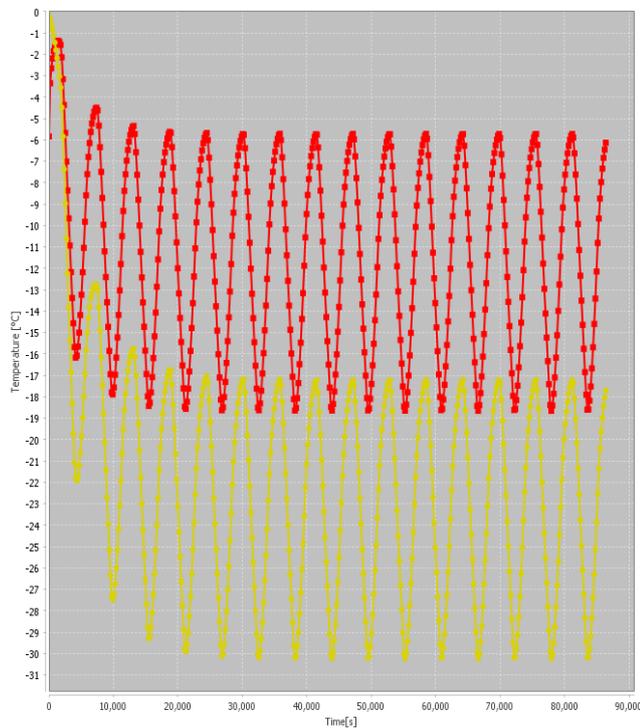


Figura 7.24: Differenza di variazione di temperatura tra nodo 241 di PPU acceso in continuazione con dissipazione di 5 W e spento

7.5.3 Dissipazione continua di 5 W

Infine è stato effettuato un tentativo di prova andando a mantenere in funzione la sola PPU ed impostando come condizione al contorno una dissipazione sulla baseplate di soli 5 W nel tentativo di simulare un suo prolungato funzionamento. Per quanto la scelta della potenza dissipata sia stata arbitraria, concettualmente questa analisi è utile perchè è probabile che questo componente non venga mai spento completamente e quindi possa irraggiare parte della potenza seppur di intensità molto minore.

Come si nota dal grafico in Figura 7.24 che si riferisce alla sola base della PPU da cui viene dissipata tutta la potenza, la variazione di temperatura è notevole portando il valore minimo da circa -30° nell'intorno di -19° .

Capitolo 8

Conclusioni

In conclusione la configurazione interna, l'analisi modale del supporto dei propulsori e l'analisi termica preliminare dei componenti riguardanti la parte propulsiva sono state portate a termine rispettando i requisiti presi come riferimento. È stato dimostrato che un CubeSat di volume pari a 6U permette di contenere tutti i componenti necessari per il funzionamento del microsatellite in orbita ed anche il sistema propulsivo oggetto del test. È stato imperativo posizionare l'ADCS su uno spigolo del microsatellite per permettere di avere almeno due lati rivolti verso l'esterno in modo da poter utilizzare i sensori per determinare l'assetto dello S/C tuttavia il ristretto volume ha portato il generatore di radiofrequenze ed i micropropulsori ad essere posizionati all'esterno del CubeSat. A causa di questo è stato necessario ideare un supporto per l'ancoraggio dei micropropulsori.

Si è quindi passati alla creazione del supporto per il fissaggio dei motori che ha prodotto una struttura in lega di Al 7075 dopo molte simulazioni di analisi modale riguardanti vari modelli creati a questo scopo. Il supporto finale ha una prima frequenza modale non rigida compresa tra i 120 ed i 130 Hz come richiesto dai requisiti.

Infine, una progressione di analisi termiche è stata svolta in modo da determinare quale temperatura avrebbero raggiunto i componenti del sistema propulsivo in ambiente spaziale, questo per verificare che le temperature fossero comprese nell'intervallo di utilizzo del componente in questione. I limiti massimi di temperatura dei componenti risultano essere sempre rispettati purchè il test duri circa 30 minuti questo perchè la dissipazione dei componenti ne fa aumentare la temperatura entro livelli accettabili. L'accensione per 60 minuti porta invece a sfiorare l'intervallo di temperatura per cui i componenti sono stati testati, mentre un'accensione ancora più prolungata

porta a dover sfruttare l'energia immagazzinata nella batteria che però non è stata selezionata per avere abbastanza capacità da sopportare anche il carico di potenza dei componenti durante la fase di test. I limiti minimi invece risultano non rispettati e quindi verrebbe richiesta una nuova qualifica dei componenti perchè possano funzionare in ambienti con temperature minime fino a $-50^{\circ}C$.

Il seguente lavoro è stato lo studio preliminare per verificare la fattibilità di un dimostratore orbitale. In futuro, nel caso la missione studiata si riveli ancora di interesse, sarà necessario innanzitutto definire PPU e serbatoio con i relativi ingombri e caratteristiche e i restanti componenti. Successivamente, nel caso si voglia continuare a sfruttare la piattaforma da 6U per il microsatellite, si dovrà riqualificare l'RFG per permettere un limite inferiore di temperatura di qualifica più basso, che arrivi almeno a $-40/ - 45^{\circ}C$. In alternativa si potrebbe pensare di sfruttare una piattaforma più grande per introdurre un ulteriore payload e quindi poter effettuare più missioni con un singolo microsatellite. In questo caso, avendo a disposizione maggior superficie, si potrebbe ricreare il supporto in modo che i micropropulsori abbiano il loro asse coincidente con il centro di massa del microsatellite così da annullare o ridurre quasi completamente il momento generato dal loro utilizzo. Un aumento del volume interno potrebbe invece essere utilizzato per portare all'interno l'RFG in modo che non se ne debba effettuare una riqualifica.

Appendice A

Legge di Child-Langmuir

Si riporta la trattazione della legge di Child-Langmuir che permette di ricavare la massima densità di corrente per un propulsore a ioni con griglia come riportato da [9].

Si consideri la prima equazione di Maxwell limitata ad un caso unidimensionale:

$$\nabla \cdot \bar{E} = \frac{q_{\text{vol}}}{\epsilon_0} \rightarrow \frac{dE}{dx} = \frac{nq}{\epsilon_0} \quad (\text{A.1})$$

$$\bar{E} = -\nabla V \rightarrow E = -\frac{dV}{dx} \quad (\text{A.2})$$

Da cui si ricava l'equazione seguente:

$$\nabla \cdot E = -\frac{d^2V}{dx^2} = \frac{nq}{\epsilon_0} \quad (\text{A.3})$$

Si prenda ora in considerazione la velocità di uscita degli ioni accelerati tra un potenziale elettrico V_0 ed un generico potenziale V riportata all'equazione seguente:

$$u = \sqrt{\frac{2q}{m_+}(V_0 - V)} \quad (\text{A.4})$$

La combinazione della A.3 e della A.4 permette di ottenere la seguente equazione:

$$\frac{d^2V}{dx^2} = -\frac{nq}{\epsilon_0} = -\frac{j}{\epsilon_0 u} = \frac{j}{\epsilon_0} \sqrt{\frac{m}{2q(V_0 - V)}} \quad (\text{A.5})$$

Moltiplicando la precedente per $2(dV/dx)$, si ottiene il seguente integrale:

$$\left(\frac{dV}{dx}\right)^2 - \left(\frac{dV}{dx}\right)_0^2 = \frac{4j}{\epsilon_0} \sqrt{\frac{m(V_0 - V)}{2q}} \quad (\text{A.6})$$

Il secondo termine a primo membro dell'equazione A.6 è il quadrato del campo elettrico alla sorgente degli ioni, E_0 che però non può essere un valore negativo se si instaura una corrente e ammettendo la velocità di emissione degli ioni dalla sorgente come trascurabile. Il valore di campo elettrico è quindi compreso tra:

$$0 < E_0 < \frac{V_0}{x_a} \quad (\text{A.7})$$

Il caso limite superiore è il campo elettrostatico puro che prevarrebbe in assenza di cariche nello spazio. Invece il limite inferiore viene raggiunto all'aumentare della corrente fino al raggiungimento di un valore massimo dovuto ad un profilo di potenziale monotono tra le due griglie. Questo caso è quello che viene definito "space-charge limited" in quanto il campo accelerante è già stato neutralizzato al piano da dove vengono immessi gli ioni da tutte le cariche distribuite intra-griglie. Per cui, per questo caso, ponendo nullo il valore di campo elettrostatico al piano sorgente si ottiene:

$$\frac{dV}{dx} = 2\sqrt{\frac{j}{\epsilon_0}} \left[\frac{m(V_0 - V)}{2q} \right]^{\frac{1}{4}} \quad (\text{A.8})$$

L'integrale risultante, dopo aver effettuato la separazione delle variabili, risulta essere:

$$V = V_0 - \left[\frac{3}{2} \sqrt{\frac{j}{\epsilon_0}} \left(\frac{m}{2q} \right)^{\frac{1}{4}} x \right]^{\frac{4}{3}} \quad (\text{A.9})$$

Se si prende in considerazione il potenziale finale nullo e la distanza $x = x_a$ si ottiene il limite massimo di densità di corrente:

$$j_{max} = \frac{4\epsilon_0}{9} \sqrt{\frac{2q}{m_+} \left(\frac{V_N^{\frac{3}{2}}}{x_a^2} \right)} \quad (\text{A.10})$$

dove:

- ϵ_0 è la permittività elettrica nel vuoto;
- q è la carica elettrica dello ione;
- m_+ è la massa dello ione che però può essere considerata pressochè uguale a quella dell'atomo non ionizzato;
- V_N è il potenziale elettrico alla "screen grid";
- x_a è la distanza tra le due griglie.

La legge di Child-Langmuir rappresenta un limite fondamentale alla densità di corrente che può generarsi per una data differenza di potenziale esistente tra due piani. Questa limitazione alla densità di corrente di ioni implica un limite alla massima densità di spinta ottenibile per un acceleratore di ioni unidimensionale riportata nell'equazione seguente:

$$\left(\frac{T}{A} \right)_{max} = \dot{m}u = \frac{j_{max}m_+u}{q} = \frac{8\epsilon_0}{9} \left(\frac{V_N}{x_a} \right)^2 \quad (\text{A.11})$$

Dove T è la spinta del motore ed A la sua area frontale; T/A è la densità di spinta del propulsore. Per questo motivo, a parità di spinta, i GIE sono limitati nelle dimensioni minime dell'ingombro trasversale del propulsore, in quanto il rapporto tra spinta e area massimo è limitato. Inoltre, si deve tenere conto che una differenza di potenziale troppo elevata con una distanza troppo piccola tra le due griglie rischia di portare alla formazione di archi elettrici che andrebbero a danneggiarle.

Appendice B

Calcolo GL attraverso bullone

Si riporta il metodo attraverso il quale si è ricavato il valore dei conduttori lineari GL per due geometrie collegate tramite bulloni.

Per prima cosa si considerino due superfici da collegare tramite un bullone. Tra queste due è posto un washer, un secondo, può essere posizionato, se lo si desidera, tra la testa del bullone e la superficie con cui entra in contatto, come si può notare in Figura B.1 dove sono riportati:

- **A** piastra superiore;
- **B** bullone;
- **C** piastra inferiore;
- w_1 washer superiore tra la testa del bullone e la piastra superiore A;
- w_2 washer inferiore tra le due piastre;
- d_{B1} diametro della testa del bullone [mm];
- d_{B2} diametro del gambo del bullone [mm];
- **s** altezza della piastra superiore;
- **x** larghezza dei washer;
- **y** altezza del washer superiore;
- **z** altezza del washer inferiore.

Inoltre si precisa che:

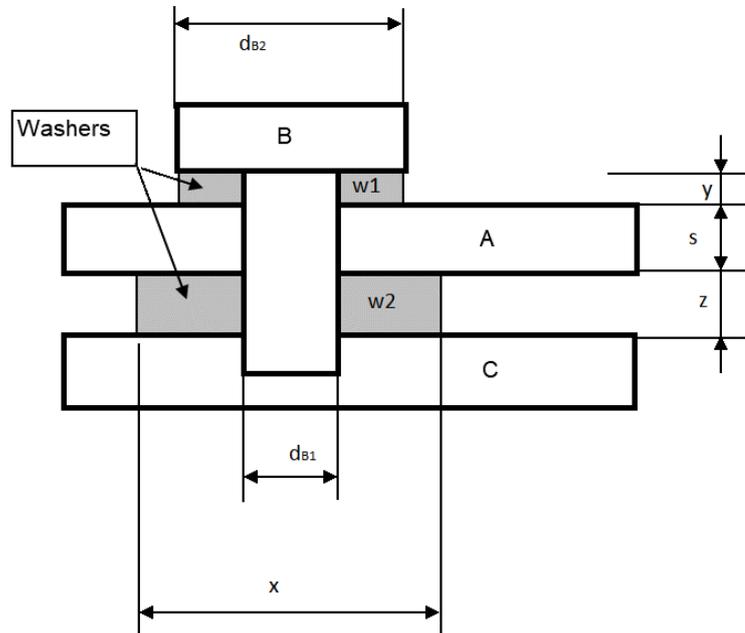


Figura B.1: Schematizzazione del bullone che collega le due piastre con visibili in grigio i washer

- K conduttanza di contatto tra le due piastre in assenza di washer superiore [W/m^2K];
- k_b , k_y , k_z valori di conduttività rispettivamente del bullone e dei due washer [W/mK].

Innanzitutto si ricava il valore del conduttore lineare tra il bullone e la piastra A:

$$GL(AB) = \begin{cases} \pi(d_{B2}^2/4 - d_{B1}^2/4)[k_y/(y \cdot 1000)] & \text{in presenza di } w_1 \\ \pi(d_{B2}^2/4 - d_{B1}^2/4)(K/10^6) & \text{in assenza di } w_1 \end{cases}$$

Successivamente si ricava il valore del conduttore lineare tra il bullone e la seconda piastra:

$$GL(BC) = \begin{cases} \pi K(d_{B1}^2/4)[(y + s + z)/1000] & \text{in presenza di } w_1 \\ \pi K(d_{B1}^2/4)[(s + z)/1000] & \text{in assenza di } w_1 \end{cases}$$

Il valore del conduttore lineare tra le due piastre per via del bullone è:

$$GL(AC)_{\text{bullone}} = \frac{1}{\frac{1}{GL(AB)} + \frac{1}{GL(BC)}} \quad (\text{B.1})$$

Il valore del conduttore lineare tra le due piastre dovuto al contatto del washer tra le due piastre è:

$$GL(AC)_{\text{washer}} = k_z \left(\frac{x^2}{4} - \frac{d_{B1}^2}{4} \right) \frac{\pi}{z \cdot 1000} \quad (\text{B.2})$$

Andando a sommare la B.1 e la B.2 si ottiene il valore finale del conduttore lineare tra le due piastre.

Bibliografia

- [1] ESA. *Artist impression of GOCE satellite*. URL: https://www.esa.int/Applications/Observing_the_Earth/GOCE/Introducing_GOCE.
- [2] David C. Folta et al. «The Lunar IceCube Mission Challenge: Science Orbit Parameters from a Constrained Approach Trajectory». In: (2017).
- [3] David C. Folta et al. «The Lunar IceCube Mission Design: Construction of Feasible Transfer Trajectories with a Constrained Departure». In: (2016).
- [4] Carlo Enrico Ghisi et al. «Drag-Free Attitude and Orbit Control System Performance of ESA's GOCE Mission during Low Orbit Operations and De-orbiting». In: *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.* (mag. 2014). SpaceOps, Pasadena, USA.
- [5] David G. Gilmore. *Spacecraft Thermal Control Handbook. Volume 1: Fundamentals Technologies*. Second Edition. American Institute of Aeronautics e Astronautics, Inc, 2002.
- [6] Alain Girard e Nicolas Roy. *Structural Dynamics in Industry*. John Wiley & Sons, Inc. e ISTE Ltd., 2008.
- [7] Dan M. Goebel e Ira Katz. *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*. NASA, 2008.
- [8] Mark Hutchins, Huw Simpson e Javier Palencia Jiménez. «QinetiQ's T6 and T5 Ion Thruster Electric Propulsion System Architectures and Performances». In: *Joint Conference of 30th International Symposium on Space Technology and Science and 34th International Electric Propulsion Conference* (lug. 2015).
- [9] Robert G. Jahn. *Physics of Electric Propulsion*. McGraw-Hill, Inc., 1968.
- [10] Dirk Kuijper e M. A. García Matatoros. «GOCE Flight Dynamics operations from an orbital perspective». In: *22nd International Symposium on Space Flight Dynamics* (2011).

- [11] KU Leuven. *KU Leuven ADCS*. URL: <https://www.cubesatshop.com/product/kul-adcs/>.
- [12] Thomas M. Liu e Mitchell L. R. Walker. «Integration of Electric Propulsion Systems with Spacecraft, an Overview». In: *33rd International Electric Propulsion Conference* (ott. 2013).
- [13] ITP Engines UK Ltd. *ESATAN-TMS Thermal Engineering Manual*. 2015.
- [14] ITP Engines UK Ltd. *ESATAN-TMS Workbench User Manual*. 2018.
- [15] MAI. *MAI-400 ADACS*. URL: <https://www.cubesatshop.com/product/mai-400-adacs/>.
- [16] Benjamin K. Malphrus et al., cur. *Lunar IceCube: Enabling Technologies and Challenges to Interplanetary SmallSat Exploration*. 2019.
- [17] T. H. G. Megson. *Aircraft Structures for Engineering Students*. Sixth Edition. Elsevier Ltd., 2017.
- [18] Christoph Steiger et al. «The Deorbiting of ESA's Gravity Mission GOCE – Spacecraft Operations in Extreme Drag Conditions». In: *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.* (mag. 2014). SpaceOps, Pasadena, USA.
- [19] Blue Canyon Technologies. *XACT*. URL: <https://bluecanyontech.com/components/>.
- [20] Michael Tsay, cur. *LunarCube: A Deep Space 6U CubeSat with Mission Enabling Ion Propulsion Technology*. 29th AIAA/USS Conference on Small Satellites, 2015.
- [21] Neil Wallace et al. «The GOCE Ion Propulsion Assembly-Lessons Learnt from the First 22 Months of Flight Operations». In: *32nd International Electric Propulsion Conference* (set. 2011).
- [22] Kan Yang, cur. *The Anatomy of ESATAN and ESARAD Thermal Model Files*. 2012.