

ALMA MATER STUDIORUM - UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

**SECONDA FACOLTA' DI INGEGNERIA
CON SEDE A CESENA**

**CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE**

Sede di Forlì

ELABORATO FINALE DI LAUREA

In Fondamenti di Astronautica

**STUDIO E REALIZZAZIONE DI UN MODELLO
NUMERICO PER L'ANALISI TERMICA DEL
MICROSATELLITE ALMASat-EO**

CANDIDATO
Alessandro Silecchia

RELATORE:
Prof. Paolo Tortora

CORRELATORE
Ing. Alberto Corbelli

Anno Accademico 2011/2012

Sessione II

Sommario

Questo elaborato di tesi descrive il lavoro svolto presso i laboratori di *ALMASpace S.r.l.* per realizzare e studiare un modello termico del microsatellite *ALMASat-EO*, progettato e sviluppato negli stessi laboratori. Il modello termico, modello numerico che permette lo studio delle temperature e dei flussi termici che interessano il satellite nell'orbita di missione, è stato sviluppato per mezzo di *ESATAN-TMS*, suite di softwares definita come programmi standard da *ESA* per l'analisi termica dei satelliti europei.

La realizzazione del modello ha richiesto lo studio e l'acquisizioni di conoscenze propedeutiche quali: l'architettura del satellite *ALMASat-EO* in tutti i suoi aspetti strutturali e di sistema, la conoscenza dei principi fisici che sono alla base dei fenomeni di scambio e flussi termici che interessano il satellite, la conoscenza delle principali funzioni, comandi, tecniche di calcolo e modalità di restituzione dei dati di output di *ESATAN-TMS*.

Le fasi di definizione del modello termico sono così sintetizzabili: design di un modello geometrico 3D in grado di riassumere la struttura, i sistemi, le proprietà e le caratteristiche meccaniche e termo-ottiche del satellite, definizione dell'orbita di missione e delle condizioni di irraggiamento che il satellite sperimenta durante la sua vita operativa, definizione ed esecuzione di routines di calcolo per il bilancio dei flussi termici che interessano il satellite, interpolazione, visualizzazione e analisi dei risultati di output.

Indice

1	Satelliti e università: il programma ALMASat	1
1.1	ALMASat-1	2
1.2	ALMASat-EO	3
1.2.1	Missione “Earth Observation”	3
1.2.2	Architettura del satellite	4
1.2.3	Sistemi e sottosistemi	7
1.2.4	Orbita e assetto	12
2	Trasmissione del calore in ambiente extra-atmosferico	15
2.1	Trasmissione per irraggiamento	15
2.1.1	Legge di Stefan-Boltzmann	16
2.1.2	Assorbimento, riflessione, trasmissione	17
2.1.3	Fattore di vista	18
2.1.4	Legge di Planck e radiazione solare	24
2.1.5	Albedo	26
2.1.6	Emissione propria terrestre	29
2.1.7	Periodi di eclissi	30
2.1.8	Radiosità di un satellite	34
2.2	Trasmissione per conduzione	35
2.2.1	Legge di Fourier	35
2.2.2	L’analogia elettrotermica	36
2.2.3	Coefficiente di scambio termico globale o “trasmittanza”	37
2.3	Sollecitazioni termiche tipiche per l’orbita di ALMASat-EO . . .	39

3	ESATAN Thermal Modelling Suite	41
3.1	ESATAN-TMS Workbench	42
3.2	ESATAN-TMS Thermal	44
3.3	ESATAN-TMS ThermNV	46
3.4	Problematiche nell'approccio alla Suite	47
4	Modello geometrico di ALMASat-EO	49
4.1	Definizione dei materiali	50
4.1.1	Materiali, proprietà meccaniche e termiche	50
4.1.2	Proprietà ottiche e di irraggiamento	51
4.2	Costruzione del modello geometrico	54
4.2.1	Definizione geometrica delle Shells	54
4.2.2	Definizione delle proprietà delle Shells	60
4.3	Sistemi: Nodi Non-Geometrici	63
4.3.1	Definizione dei Nodi Non-Geometrici	63
4.3.2	Conduttori Non-Geometrici	65
4.4	Interfacce di Conduzione	67
4.5	Problematiche nella realizzazione del modello geometrico	69
5	Modello termico di ALMASat-EO	71
5.1	“Radiative Case” associato all’orbita	72
5.1.1	Definizione dell’Environment	72
5.1.2	Definizione dell’Orbita	73
5.1.3	Definizione dell’Assetto	75
5.1.4	Calcolo dei fenomeni di Irraggiamento	77
5.2	Analisi termica del modello di ALMASat-EO	80
5.2.1	Definizione del Caso di Analisi	80
5.2.2	Definizione del file di Template	81
5.2.3	Definizione del file di Analisi	82
5.2.4	Calcolo e visualizzazione di post-processo	84
5.3	Problematiche riscontrate nel processo di analisi termica	87
5.3.1	Crash delle routines del file di Analisi	87
5.3.2	Shells inattive nel post-processo	87
5.3.3	Valori qualitativi delle temperature non attendibili	88
5.4	Analysis Case di ALMASat-1	89
6	Analisi dei risultati	91
6.1	Griglia di visualizzazione dei nodi	92
6.2	Interpolazione dei valori di temperatura e range delle temperature operative	96

7 Conclusioni	107
7.1 Sviluppo del modello termico in ESATAN	108
Bibliografia	109

Elenco delle figure

1.1	Il satellite ALMASat-1	2
1.2	Il lanciatore VEGA	3
1.3	Disegno CAD del payload ottico	4
1.4	Disegno CAD di ALMASat-EO	5
1.5	Payload Bay disegnato in Solid Works e prima realizzazione	6
1.6	Struttura del Tray realizzata in Solid Works	6
1.7	Distribuzione dei sottosistemi nei trays	10
1.8	Distribuzione dei sottosistemi nel Payload Bay	11
1.9	Orbita Polare Elio-sincrona “Mezzogiorno-Mezzanotte”	12
1.10	Orbita di ALMASat-EO in ESATAN-TMS Workbench	14
2.1	Fonti di irraggiamento per un satellite in orbita terrestre	16
2.2	Assorbimento, riflessione e trasmissione della potenza irradiata	19
2.3	Geometria dello scambio termico radiativo tra due superfici	19
2.4	Angolo solido sotteso dA_j rispetto a dA_i	20
2.5	Metodi di calcolo di fattori di forma noti	23
2.6	Andamento eq. di Planck	25
2.7	Albedo della superficie terrestre, 7 Aprile 2002	27
2.8	Percentuale di albedo in funzione dell’inclinazione dell’orbita	27
2.9	Valori del fattore di albedo in funzione della latitudine	28
2.10	Radiazione infrarossa terrestre, infrarosso a lunghezza d’onda lunga ($8/15\mu m$)	30
2.11	Parametri orbitali	31
2.12	Differenti configurazioni di β	32
2.13	Zona di eclissi per un satellite in orbita terrestre	33

2.14	Flusso termico normale all'isoterma	36
2.15	Rappresentazione analogia termoelettrica	37
2.16	Parete piana multistrato	38
3.1	Esempio di modello 3D complesso nel Workbench	42
3.2	Post-processo delle temperature lungo l'orbita di ALMASat-1	44
3.3	Post-processo delle temperature medie per orbita singola	45
3.4	Esempi di charts visualizzabili con ThermNV	46
4.1	Definizione dei materiali	50
4.2	Definizione delle proprietà termo-ottiche	52
4.3	Finestra di comando "Define Shell": Panel_Mid	55
4.4	Visualizzazione del Panel_Mid nel Workbench	56
4.5	Finestra di comando "Define Shell": Tray_1_XP	57
4.6	Tray 1 disegnato nel Workbench	57
4.7	Modello geometrico "scoperto" e con pannelli laterali	58
4.8	Finestra di navigazione Model Tree	59
4.9	Definizione delle proprietà di shell; pannelli solari sottoposti a meshing	62
4.10	Finestra di definizione dei Nodi Non-Geometrici	64
4.11	Sistemi e sotto-sistemi definiti come Nodi Non-Geometrici	65
4.12	Elenco dei conduttori non-geometrici e visualizzazione	66
4.13	Generazione Automatica delle interfacce di conduzione	67
4.14	Modello geometrico completo di ALMASat-EO	68
4.15	Prima versione di modello del Tray	69
5.1	Definizione dell'Environment	73
5.2	Finestra di definizione dell'orbita	74
5.3	Punti di ingresso e uscita dall'eclisse terrestre	74
5.4	Finestra di definizione dell'assetto	75
5.5	Orbita di ALMASat-EO	76
5.6	Flussi termici dell'emissione propria terrestre	78
5.7	Flussi termici dell'Albedo assorbiti, non e in eclisse	79
5.8	Flusso termico solare assorbito dal satellite	79
5.9	Definizione del Template File	81
5.10	Definizione del file di Analisi	83
5.11	Orbita di ALMASat-EO: vista dal sole e in direzione del sole	85
5.12	Orbita di ALMASat-EO: vista pannello solare in ombra e pannello solare sempre esposto all'Irraggiamento	85
5.13	Temperature medie sull'orbita di ALMASat-EO (pannelli solari)	86

5.14	Temperature medie sull'orbita di ALMASat-EO (struttura interna)	86
5.15	Andamento delle temperature nell'orbita di ALMASat-1	89
5.16	Temperature medie sull'orbita di ALMASat-1	90
6.1	ThermNV e lista dei nodi	92
6.2	Griglia nodale di ALMASat-EO	94
6.3	Temperature pannello solare e laterale in ombra	97
6.4	Temperature pannello solare e laterale anti-tramonto	98
6.5	Temperature pannello solare e laterale tramonto	99
6.6	Temperature pannello solare e laterale al sole	100
6.7	Temperature dei collegamenti	101
6.8	Temperature dei sistemi	102
6.9	Errore nella visualizzazione dell'andamento delle temperature, collegamento Tray 1-Pannllo Laterale	103
6.10	Limiti delle temperature operative dei sistemi (10 orbite)	104
6.11	Limiti delle temperature operative dei sistemi (100 orbite)	105

Elenco delle tabelle

1.1	Dati orbitali delle missioni ALMASat	13
4.1	Materiali e rispettive proprietà meccaniche e termiche	51
4.2	Proprietà termo-ottiche dei materiali	53

CAPITOLO 1

Satelliti e università: il programma ALMASat

Il programma di ricerca sulla famiglia di microsattelliti *ALMASat* (Alma Mater Studiorum Satellite) ha inizio nel 2003, presso i laboratori della Seconda Facoltà di Ingegneria di Forlì, con la progettazione e l'assemblaggio di una stazione di controllo di terra, fondamentale per qualunque missione spaziale, tutt'ora operante nelle bande di frequenz *VHF-UHF* ed S sin dal settembre 2003.

Ad oggi il programma *ALMASat* vanta il lancio di un primo microsattellite, *ALMASat-1*, una fitta rete di collaborazioni scientifiche e tecnologiche con *ESA* (European Space Agency), consorzi spaziali internazionali e realtà aziendali del settore aerospaziale; inoltre lo sviluppo di *ALMASat-1* e gli attuali studi per la realizzazione del secondo satellite *ALMASat-EO* (Earth Observation) hanno permesso e permettono agli studenti della Seconda Facoltà di Ingegneria di Forlì di svolgere attività di tirocini e tesi da protagonisti, affrontando un reale programma di ricerca e sviluppo.

In questo capitolo vengono sinteticamente introdotte le caratteristiche del satellite progettato in *Alma Space*, ponendo in evidenza le peculiarità e le proprietà di maggiore interesse per il successivo sviluppo del modello geometrico e dell'analisi termica in *ESATAN*.

1.1 ALMASat-1

Il microsatellite universitario *ALMASat-1*, progettato all'interno del *Laboratorio di Microsatelliti* della Seconda Facoltà di Ingegneria dell'Università di Bologna, nasce come dimostratore tecnologico delle conoscenze scientifico e tecnologiche apprese durante il proprio percorso di studi dai vari membri dello staff tecnico, tra i quali hanno preso posto numerosi studenti laureandi.

Il satellite è stato inserito nell'orbita di missione il 13 febbraio del 2012 dalla base spaziale di *Kourou*, nella Guyana Francese, per mezzo dell'innovativo razzo vettore *VEGA*, il nuovo razzo entrato a far parte dei lanciatori *ESA*, sviluppato principalmente per rispondere alle esigenze di missioni in orbita LEO (orbite con quota di volo inferiori a 1000km).

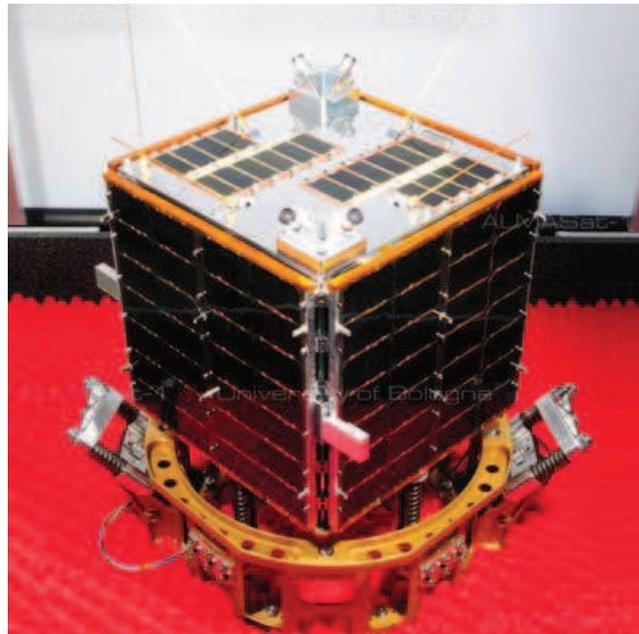


Figura 1.1: Il satellite ALMASat-1

L'innovatività del progetto, al momento dello sviluppo, risiedeva nella stabilizzazione a tre assi del microsatellite, necessaria durante le fasi di comunicazione verso terra, dove una stazione di ascolto monitora sia la telemetria dello stesso che i dati relativi all'intensità del campo magnetico misurati durante l'orbita che sono trasmessi ad ogni passaggio utile.

ALMASat-1 imbarca inoltre un sistema sperimentale di propulsione a gas freddo con microthruster ricavati da un wafer di silicio mediante la stessa tecnologia con cui vengono realizzate i componenti elettronici commerciali e che sono stati e tutt'ora sono testati durante la missione del satellite per manovre di correzione orbitale e desaturazione dei dispositivi di immagazzinamento di momento angolare.



Figura 1.2: Il lanciatore VEGA

1.2 ALMASat-EO

ALMASat-EO è il primo microsatellite destinato all'osservazione terrestre interamente progettato, costruito ed assemblato da *ALMASpace*, lo spin-off commerciale nato dal laboratorio di Microsatelliti della Seconda Facoltà di Ingegneria.

Il programma di ricerca e sviluppo del satellite ha avuto inizio nel 2007 in seguito all'approvazione da parte del Ministero dell'Università e della Ricerca (*MiUR*) del progetto 16/6 di *ALMASpace*: “Piattaforma satellitare per l'osservazione della Terra”.

1.2.1 Missione “Earth Observation”

Il progetto del microsatellite *ALMASat-EO* ha come primo obiettivo la realizzazione di una piattaforma orbitale per l'osservazione della Terra; la missione del payload scientifico di osservazione prevede diverse applicazioni quali il monitoraggio delle condizioni atmosferiche, monitoraggio del suolo e di eventi particolari (es. incendi boschivi).

Il microsatellite è una soluzione progettuale low-cost che permette a clienti privati di accedere al mercato delle immagini satellitari, un settore in costante crescita grazie alla diffusione di servizi open sources e non quali *Google Maps*® e *Google Earth*®.

Per svolgere questo compito, *ALMASat-EO* trasporterà a bordo un *payload ottico* capace di realizzare immagini comprendenti aree della superficie terrestre di circa 150km^2 , grazie ad un angolo di vista di 11.1° e 7.4° nelle due direzioni.

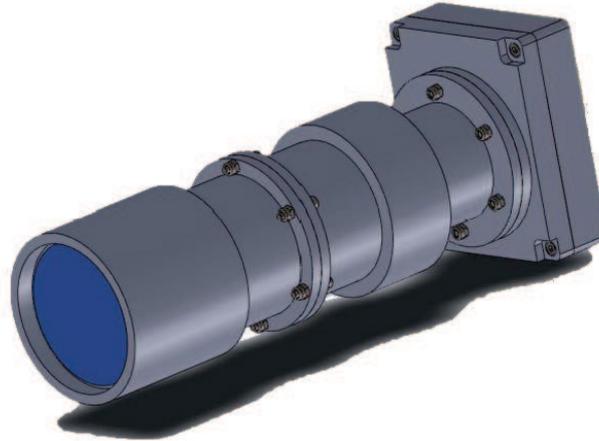


Figura 1.3: Disegno CAD del payload ottico

L'intero sistema di acquisizione delle immagini sarà inserito all'interno della struttura del microsatellite; le foto satellitari saranno immagazzinate in una memoria solida integrata al sistema di acquisizione, accuratamente schermati da possibili danni provenienti da fonti di radiazioni esterne, per poi essere trasmesse alla *stazione di terra* non appena il satellite raggiunge la finestra di trasmissione utile.

1.2.2 Architettura del satellite

Il satellite *ALMASat-EO* è stato concepito e verrà realizzato utilizzando le stesse metodologie ed il know-how derivanti dalla realizzazione di *ALMASat-1*.

Il design deriva dal concetto progettuale di modularizzazione dei volumi del satellite che si traduce in una struttura modulare a 6 cassette in Alluminio 6082; diversamente da quanto è stato fatto per *ALMASat-1*, in *ALMASat-EO*, avendo a disposizione circa il doppio del volume (dimensioni *ALMASat-1* $300\times 300\times 300\text{mm}$, dimensioni *ALMASat-EO* $300\times 300\times 600\text{mm}$, dunque con altezza doppia) è stato introdotto il *Modulo Payload* nella parte inferiore del satellite. La struttura modulare è avvolta da 4 pannelli laterali in nido d'ape,

costruiti in Carbonio e Nomex¹ con inserti in Alluminio.

Queste scelte nel design del satellite sono state effettuate per sposare i requisiti progettuali principali: ricavare sufficiente volume libero in grado di contenere il serbatoio del sistema propulsivo ed il payload ottico, ottenere ampie superfici esterne per l'installazione dei pannelli solari, raggiungere la compatibilità con i profili di carico del lanciatore *VEGA*, ottenere elevata rigidità flessionale della strutture.



Figura 1.4: Disegno CAD di ALMASat-EO

L'organizzazione della struttura del satellite può essere dunque così riassunta:

Payload Bay Pannelli della base e del top costruiti in pannelli in nido d'ape di Carbonio e Nomex (dimensioni $300 \times 300 \times 15 \text{ mm}$); suddivisione del volume in 4 vani verticali per mezzo di 4 pannelli in Carbonio e Nomex con supporti di irrigidimento esterni in Alluminio (dimensioni $150 \times 280 \times 15 \text{ mm}$).

¹Materiale composito variante del Kevlar, prodotto sotto forma di fibre o fogli, con elevate capacità di isolamento termico, utilizzabile, se stratificato, per aumentare le caratteristiche meccaniche di strutture solide.



Figura 1.5: Payload Bay disegnato in Solid Works e prima realizzazione

Trays (cassetti) 7 moduli realizzati in lega di Alluminio (dimensione standard di ogni tray $300 \times 300 \times 50 \text{ mm}$, variabili in altezza in funzione dell'ingombro del sottosistema contenuto) sovrapposti l'uno all'altro a formare un unico modulo BUS alloggiato al di sopra del payload bay; base di ogni tray realizzata con pannelli in fibra di Carbonio (dimensioni $300 \times 300 \times 15 \text{ mm}$); doppio lato BUS dei tray per inserire ridondanza fisica nei cablaggi (inseriti nel vano creato tra tray e pannelli laterali).

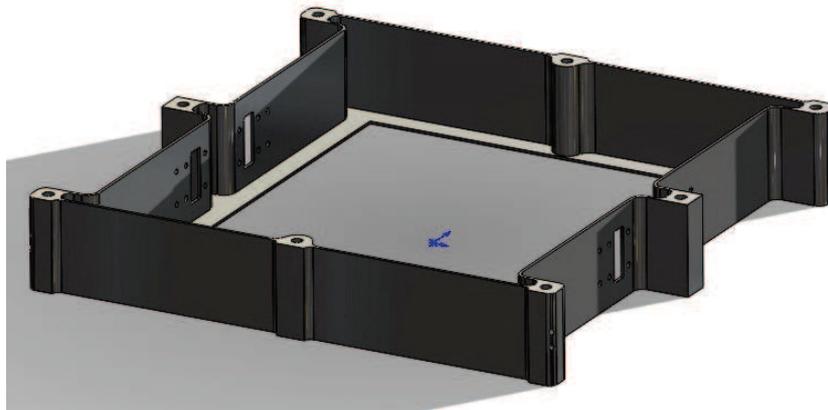


Figura 1.6: Struttura del Tray realizzata in Solid Works

Pannelli laterali 4 pannelli laterali installati sui lati della struttura del satellite (dimensioni $300 \times 600 \times 15 \text{ mm}$); composizione multistrato di Carbonio

e Nomex con inserti in alluminio per consentire i collegamenti tra celle solari e pannelli e con la struttura interna (modulo BUS e Payload Bay).

1.2.3 Sistemi e sottosistemi

I sistemi di bordo previsti per *ALMASat-EO* sono raggruppabili nelle seguenti 5 categorie:

- *Sistema di Potenza*
- *OBDH* (On Board Data Handling)
- *AODCS* (Attitude and Orbit Determination and Control System)
- *Sistema di ricetrasmisione in banda UHF*
- *Payload ottico e HSTX* (High rate data transmitter in S band)

Molto sinteticamente ne vengono elencati i principali componenti e sottosistemi accompagnati da una breve descrizione del funzionamento e del rispettivo compito da svolgere durante la vita operativa del satellite per giustificarne la presenza a bordo.

Ad ogni sistema è stato associato un colore caratteristico per consentire un'immediata individuazione della categoria di appartenenza dei sottosistemi rappresentati nelle figure 1.8 e 1.7, le quali mostrano schematicamente la suddivisione interna del volume del satellite e la collocazione dei sottosistemi.

Sistema di Potenza (colore VERDE)

Pannelli solari Montati sui 4 pannelli laterali esterni della struttura del satellite, sono l'unica fonte di potenza elettrica di bordo; ogni pannello è composto da 4 stringhe verticali di 14 celle solari connesse in serie; l'isolamento elettrico tra le celle e i pannelli laterali sono realizzate tramite pellicola di Kapton²

Scheda di potenza Svolge molteplici compiti nella gestione della potenza elettrica a bordo quali permettere ai pannelli solari di lavorare nel punto di massima potenza (MPP), gestire la distribuzione della potenza ai vari sistemi (PMU), regolare i cicli di carica e scarica delle batterie (BCR),

²Pellicola poliimmide che mantiene caratteristiche di stabilità in ampi range di temperature; utilizzato come protezione termica in molti ambiti aerospaziali (isolante cablaggi, schermatura motori aeronautici, protezione termica delle tute spaziali)

limitare o disabilitare il flusso di corrente ai sottosistemi malfunzionanti (LCL)

Batterie Pacchi costituiti da celle agli *Ioni di Litio* (Li-Ion) con tensione nominale di 14.8V, incapsulati in resina epossidica

OBDAH (colore GIALLO)

Il sistema è costituito da 2 schede in ridondanza fredda delle quali una solain funzionamento nominale, riservando la seconda come back-up nell'istante di eventuale failure di questa. Le schede svolgono 3 compiti fondamentali:

1. gestione del *sistema di comunicazione* (decodifica dei dati provenienti dalla Ground Station, interrogazione dei sottosistemi del satellite, invio di dati alla Ground Station)
2. gestione del *sistema di potenza* (abilitazione e verifica dei sottosistemi alimentati, lettura dei dati del sistema)
3. gestione *ADCS* (lettura dei sensori e invio del comando agli attuatori)

AODCS (colore ROSSO)

Sensori per la determinazione dell'assetto e della posizione orbitale:

Ricevitore GPS Prototipo completamente realizzato in ambiente *ALMASpace*; i front-end del ricevitore sono progettati per ricevere sia il canale GPS che Galileo

Magnetometri Coppia di fluxgate per conoscere l'orientamento del satellite rispetto alle linee di flusso del campo magnetico terrestre in ogni punto dell'orbita; utile per orbite basse (LEO)

Sun Sensor Sistema integrato con lente fisheye e 2 sensori classici composti da 2 oculari per gruppo (gruppi di backup); determinazione dell'angolo di inclinazione dei raggi solari rispetto al sensore

Earth Sensor Basato su sensore ad infrarosso FLIR TAU D, permette di mantenere l'assetto nominale del satellite anche nei periodi di eclisse in quanto capace di rilevare l'emissione propria terrestre nella banda dell'infrarosso

Attuatori per il controllo dell'assetto:

Bobine Magnetiche Generazione di dipolo magnetico per l'acquisizione dell'assetto nominale e manovre di desaturazione delle ruote di momento

Ruote di Reazione e di Momento Stabilizzazione dell'assetto sui tre assi e manovre off-nadir per inseguimento di target; 1 Ruota di Momento (asse di Beccheggio), 2 ruote di Reazione (Rollio ed Imbardata), 1 ruota ridondante

MicroPropulsion System Attuazione di manovre orbitali nel piano per mezzo di un sistema di micropropulsione cold-gas (Azoto gassoso), derivato da quello utilizzato per *ALMASat-1*; realizzazione della spinta per mezzo di microthruster

Sistema di ricetrasmisione (colore CELESTE)

Il sistema di comunicazione in banda UHF svolge compiti di telemetria e di comando, rispettivamente:

1. Trasmissione a terra dei dati di telemetria (downlink); elaborazione dei dati da trasmettere; modulazione, filtraggio e up-conversione in frequenza
2. Ricezione dei comandi inviati da terra (uplink); demodulazione e decodifica dei dati, filtraggio e down-conversione in frequenza

Tutto il sistema, escluso il sistema unico di antenne, è ridondante per prevenire l'impossibilità di comunicazione in caso di failure di una singola scheda

Payload ottico e HSTX (colore ARANCIO)

AMSC (Camera Multispettrale) Camera Multispettrale (spettro del visibile) basata su detector digitale CCD e ottica diffrattiva; obiettivo composto da 7 lenti; Control Board, elettronica e filtro LCD installati sull'hardware

HSTX Sistema d'antenne dedicato per la trasmissione alla Ground Station delle immagini raccolte dal payload ottico; divisione del segnale tra parte digitale e analogica; tutti i parametri del collegamento sono riprogrammabili da terra ed adattabili alle condizioni del canale

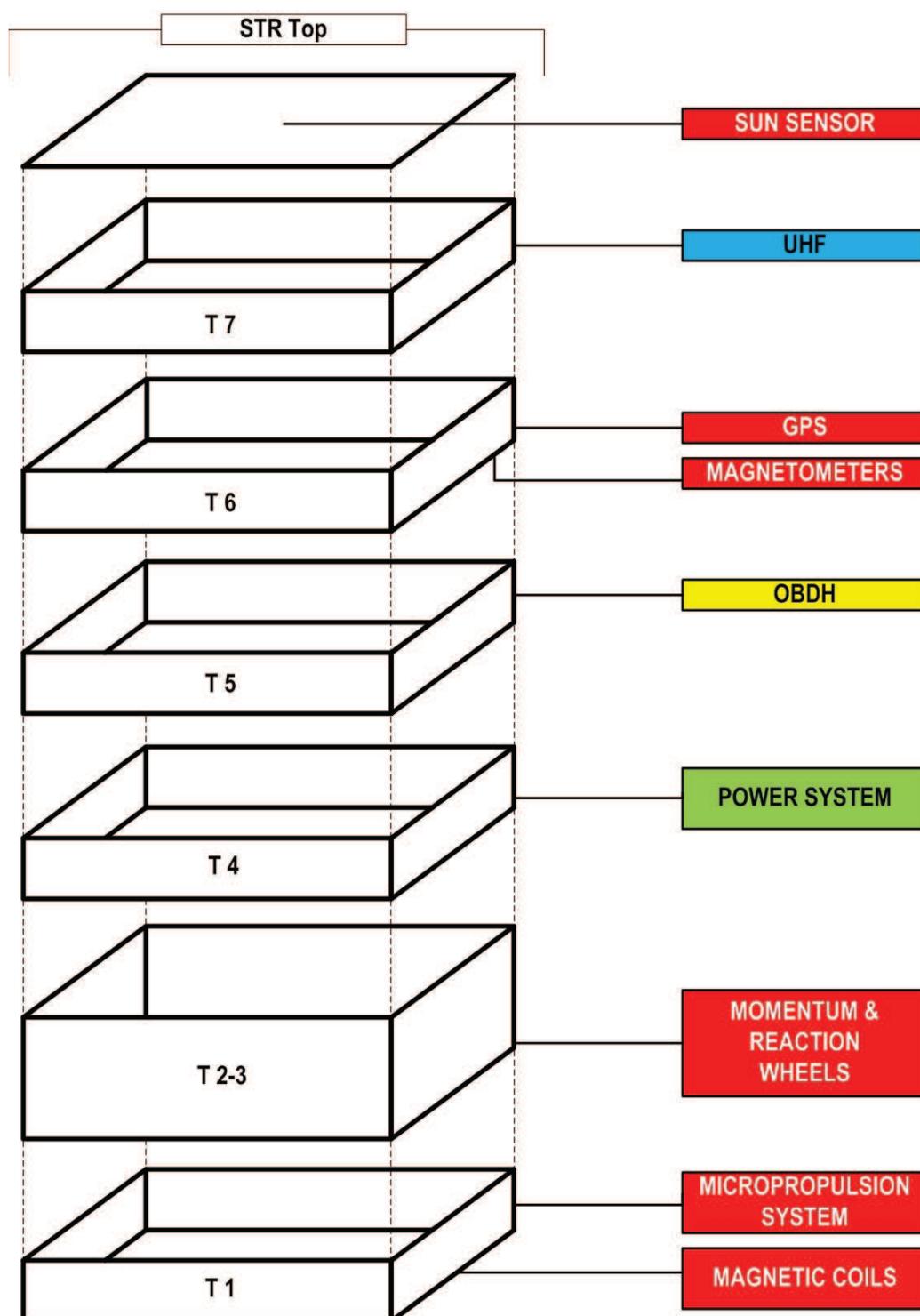


Figura 1.7: Distribuzione dei sottosistemi nei trays

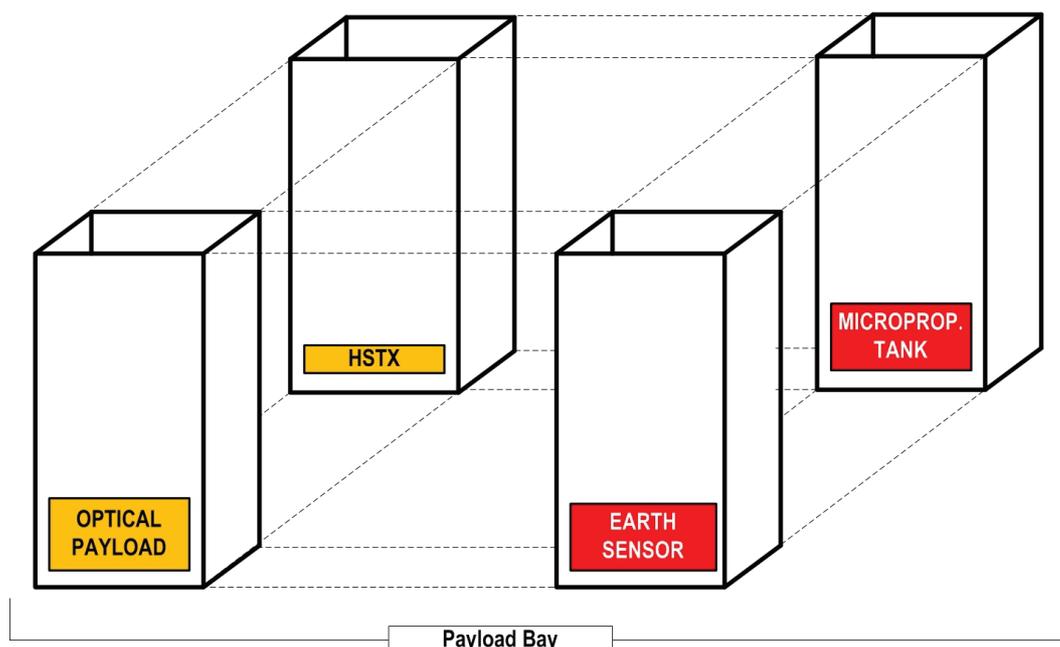


Figura 1.8: Distribuzione dei sottosistemi nel Payload Bay

L'organizzazione e la collocazione dei sistemi e sottosistemi di *ALMASat-EO*, all'interno della struttura, risulta fondamentale per molteplici aspetti: sicuramente per ottenere la sistemazione dei componenti il più razionale possibile (in termini di alloggiamenti di cablaggi e accoppiamenti di sottosistemi che servono lo stesso compito), per ottenere un bilanciamento del peso complessivo (struttura e componenti) mantenendo il centro di gravità del satellite il più vicino possibile al baricentro geometrico e dunque garantirne la stabilità e il controllo, evitare l'eventuale surriscaldamento dei sottosistemi dovuti ad una maggiore esposizione alla radiazione solare o ai flussi di calore ricevuti dalla struttura o componenti circostanti.

1.2.4 Orbita e assetto

Per il tipo di missione affidata ad *ALMASat-EO* risulta fondamentale che l'osservazione del territorio sottostante il satellite venga effettuata in condizioni di illuminazione ottimale e di pari intensità ad ogni passaggio del satellite, al fine di ottenere delle immagini di buona qualità.

Per questo motivo sono state escluse le orbite equatoriali o a bassa inclinazione, caratterizzate da prolungati periodi di eclissi durante i quali il satellite si trova nel cono d'ombra terrestre e quindi nell'impossibilità di produrre immagini nel campo della luce visibile.

Per rispondere alle precedenti condizioni è stata scelta un'orbita *elio sincrona* (sun-synchronous). Questa tipologia di orbita consente di mantenere immutato l'angolo relativo tra la direzione di provenienza dei raggi solari e la traccia a terra dell'orbita, permettendo al satellite di incontrare sempre le stesse condizioni di illuminazione del territorio sorvolato, eliminando la necessità di ricalibrare la strumentazione ottica in funzione del tempo di avanzamento della missione.

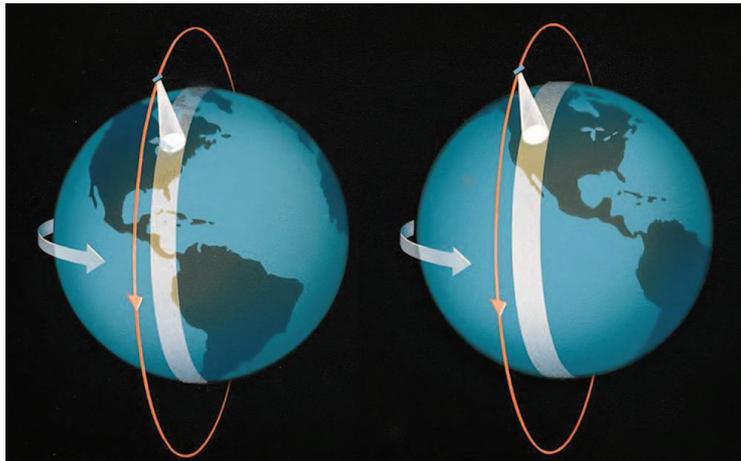


Figura 1.9: Orbita Polare Elio-sincrona “Mezzogiorno-Mezzanotte”

Esistono due diversi tipi di orbita eliosincrona che differiscono per il valore di un parametro, noto come *ascensione retta del nodo ascendente* (solitamente indicato con la lettera greca Ω) al variare della quale si ottengono diverse condizioni di illuminazione.

Per $\Omega = 90^\circ$ si ottiene l'orbita cosiddetta *mezzogiorno-mezzanotte*, figura 1.9, mentre per $\Omega = 0^\circ$ si otterrebbe un'orbita *alba-tramonto* (rappresentazio-

ne dei parametri e degli angoli orbitali in figura 2.11).

Per questo tipo di orbita il satellite viaggia lungo la linea del *terminatore* ovvero il luogo geometrico lungo il quale la traccia a Terra e i raggi del Sole sono perpendicolari tra loro.

In prossimità di tale orbita (10am-10pm) opererà *ALMASat-EO* ad una quota costantemente inferiore ai 1000Km; l'orbita dunque è qualificabile come orbita bassa (LEO). In tabella 1.1 vengono riportati i principali dati orbitali per le orbite di *ALMASat-1* e *ALMASat-EO*.

	ALMASat-1	ALMASat-EO
Quota di APOGEO (<i>km</i>)	1450	686
Quota di PERIGEO (<i>km</i>)	354	686
Inclinazione ($^{\circ}$)	69.4849	98.161
Nodo di ascensione retta ($^{\circ}$)	233.7218	22.5
Eccentricità (<i>adimensionale</i>)	0.0776164	0

Tabella 1.1: Dati orbitali delle missioni ALMASat

Il payload di acquisizione immagini è collocato nella parte inferiore del satellite così come la strumentazione radio dedicata al down-link dei dati acquisiti dal payload. Durante la missione dunque, il satellite dovrà mantenere la *payload bay* orientata come il vettore congiungente il centro di gravità del satellite e il centro di gravità della Terra.

In termini di sistema di riferimento solidale al satellite, inserito nell'orbita scelta per la missione, l'asse delle z deve essere orientato in direzione *nadir*³ per tutta la sua vita operativa.

Gli assi della terna solidale al satellite, affinché le immagini scattate a bordo abbiano lo stesso orientamento oltre che pari condizioni di luce, non saranno *spinnati*, dunque con vettore di *spin*⁴ nullo.

Questa necessità si traduce nel fissare anche gli assi x e y solidali al satellite nell'orbita; più precisamente uno dei quattro pannelli laterali del satellite verrà orientato con la direzione della velocità di avanzamento del satellite lungo l'orbita.

La scelta del pannello da selezionare come riferimento viene effettuata in funzione dell'orientamento della fotocamera del payload.

³Il *Nadir* è la direzione opposta allo *Zenith*, indica dunque la verticale al piano dell'*orizzonte astronomico* orientata come la forza di gravità agente sul corpo/osservatore.

⁴Lo *spin* permette di fissare un asse, per mezzo di un moto di tipo rotazionale attorno ad esso, nello spazio inerziale, sfruttando le leggi del corpo rigido e delle forze giroscopiche.

Una rappresentazione finale dell'orientamento del satellite lungo l'orbita, realizzata in *ESATAN*, è riportata in figura 1.10, in cui l'asse uscente dal piano dell'immagine coincide con la congiungente Terra-Sole; il satellite è stato ingrandito 200 volte e le dimensioni della terra sono state ridotte in scala del 30% per consentire la visualizzazione del satellite in 12 punti differenti lungo la sua orbita.

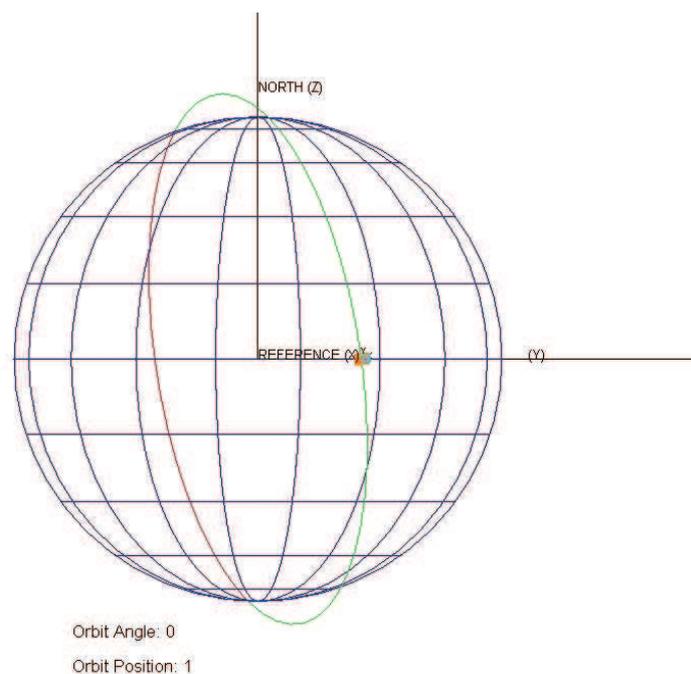


Figura 1.10: Orbita di ALMASat-EO in ESATAN-TMS Workbench

Trasmissione del calore in ambiente extra-atmosferico

In questo capitolo vengono sinteticamente trattate le modalità di scambio di calore in ambiente spaziale. Più precisamente si introducono lo scambio per irraggiamento e per conduzione; la prima modalità è il principale veicolo di trasmissione del calore nello spazio vuoto tra una qualsiasi sorgente di radiazione ed il satellite mentre il secondo interessa corpi, oggetti o parti di strutture posti in mutuo contatto o collegati per mezzo di una qualsiasi interfaccia.

Vengono dunque trascurati lo scambio termico per convezione e per ablazione, i quali intervengono in altre tipologie di missione spaziale (presenza di fluidi e gas in quantità non trascurabili a bordo del veicolo spaziale, veicoli di rientro).

2.1 Trasmissione per irraggiamento

I meccanismi alla base della trasmissione di calore per irraggiamento sono riconducibili alla doppia natura della materia: *corpuscolare* ed *ondulatoria*. Gli effetti dell'irraggiamento sono dunque interpretabili grazie alla meccanica quantistica e alla meccanica ondulatoria.

La spiegazione fornita dalla meccanica ondulatoria è che ogni corpo rilascia energia sotto forma di onde elettromagnetiche verso l'ambiente esterno, diminuendo così la propria energia interna; tali onde, incidendo su un altro corpo,

vengono assorbite da questo e ne incrementano il livello di energia interna. Questa interazione tra i due corpi ha come effetto la trasmissione di calore dal corpo a temperatura più alta a quello a temperatura più bassa¹. Lo scambio di energia termica per irraggiamento è l'unico possibile tra due corpi che non si trovino in mutuo contatto e in un ambiente caratterizzato dall'assenza di gas o fluidi come lo spazio extra-atmosferico e lo spazio profondo perchè, avvenendo tramite onde elettromagnetiche, non ha bisogno della presenza di un mezzo materiale; anzi, nel vuoto, la trasmissione avviene in modo più efficiente.

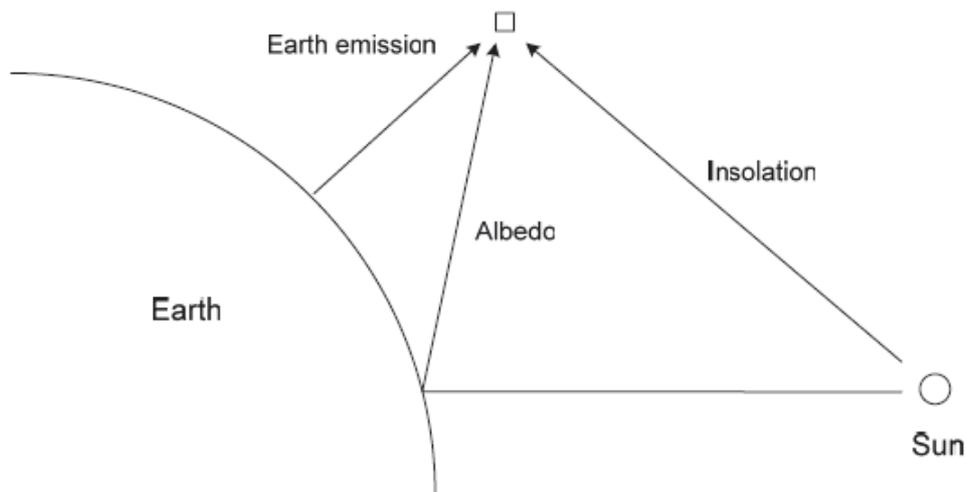


Figura 2.1: Fonti di irraggiamento per un satellite in orbita terrestre

2.1.1 Legge di Stefan-Boltzmann

La massima potenza termica che una superficie può emettere in tutta la banda di frequenza è espressa tramite la *legge di Stefan-Boltzmann*:

$$q = A\sigma T_s^4 \quad (2.1)$$

¹L'energia interna di un corpo è una funzione di stato che esprime l'energia totale posseduta dal corpo stesso. L'energia cinetica delle molecole cresce all'aumentare della temperatura; dunque il corpo a temperatura maggiore ha anche una maggiore energia termica interna, surplus che può dunque essere ceduto al corpo più freddo e con minore energia

dove:

A è la superficie del corpo

T_s è la temperatura della superficie del corpo espressa in K

σ è la *costante di Stefan-Boltzmann* che vale $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8} \frac{W}{m^2 K^4}$

Questa relazione è valida solo per un corpo ideale, definito *corpo nero*². Nelle superfici reali la situazione è decisamente più complessa. Un modello che può venir applicato in molti casi è quello di corpo grigio.

Definiremo, almeno in prima approssimazione, *grigia* una superficie che per ogni lunghezza d'onda emetta una frazione costante dell'energia che verrebbe emessa da un corpo nero la cui superficie si trova alla stessa temperatura di quella grigia.

Definiremo questa frazione *emissività* della superficie e la indicheremo con ϵ . Ovviamente, per quanto detto, ϵ dovrà essere minore di 1.

Per le superfici reali grigie vale la relazione:

$$q = A\epsilon\sigma T_s^4 \quad (2.2)$$

Lo scambio termico globale sarà dato dalla differenza tra l'energia che una superficie riceve dalle superfici che la "vedono" e quella emessa dalla superficie nello stesso intervallo di tempo.

2.1.2 Assorbimento, riflessione, trasmissione

Un corpo non solo emette energia in funzione della sua temperatura e delle sue proprietà superficiali o di volume, ma risponde anche all'energia che incide su di esso.

In termini del tutto generali si può affermare che la radiazione incidente su di una superficie in parte viene riflessa, in parte assorbita e infine in parte viene

²Il corpo nero è un corpo che presenta le seguenti caratteristiche:

- Il corpo nero assorbe tutta la radiazione incidente.
- Per ogni temperatura e lunghezza d'onda assegnata, nessuna superficie può emettere più di un corpo nero.
- Il corpo nero è un emettitore diffuso, il che significa che l'emissione non è funzione della direzione.

Il comportamento del corpo nero può essere approssimato sperimentalmente con una cavità la cui la superficie interna è mantenuta a temperatura costante. Vi è solo un piccolo foro da cui entra la radiazione, per cui la probabilità che un raggio possa uscire una volta entrato è molto piccola.

trasmessa (vedi Figura 2.2).

Valutando le percentuali di potenza radiante trasmessa G_{trasm} , riflessa G_{rifl} ed assorbita G_{ass} rispetto a quella incidente G , è possibile definire le seguenti grandezze:

- α coefficiente di assorbimento $\frac{G_{ass}}{G}$
- ρ coefficiente di riflessione $\frac{G_{rifl}}{G}$
- τ coefficiente di trasmissione $\frac{G_{trasm}}{G}$

Inoltre, poiché per il principio di conservazione dell'energia si ha:

$$G_{ass} + G_{rifl} + G_{trasm} = G \quad (2.3)$$

si ha pure che:

$$\alpha + \rho + \tau = 1 \quad (2.4)$$

Le definizioni precedenti valgono per le proprietà totali emisferiche, con ciò intendendo per tutte le lunghezze d'onda e per tutte le direzioni.

Identiche grandezze sono definibili anche per una determinata lunghezza d'onda λ e per tutte le direzioni, come pure per una determinata direzione θ e per tutte le lunghezze d'onda, e, infine, per una data direzione θ e per una data lunghezza d'onda λ .

2.1.3 Fattore di vista

Procedendo nello studio dello scambio termico tra superfici è importante ricordare che non tutta l'energia che lascia un corpo viene intercettata da un altro. Pertanto dovremo definire un parametro che ci indichi quanta energia che lascia una superficie incide sulle altre.

Consideriamo due superfici orientate arbitrariamente, A_i e A_j . Supponiamo queste superfici: isoterme, grigie e diffuse³. Prendiamo su queste superfici due aree infinitesime dA_i e dA_j e chiamiamole \vec{n}_i e \vec{n}_j i versori delle normali alle due superfici.

Definiamo \vec{R} il vettore distanza e θ_i e θ_j gli angoli tra \vec{R} e \vec{n}_i e \vec{n}_j .

In figura 2.3 è rappresentata la geometria del problema.

³Per superficie diffusa si intende una superficie la cui emissione radiativa non dipende dalla direzione di emissione.

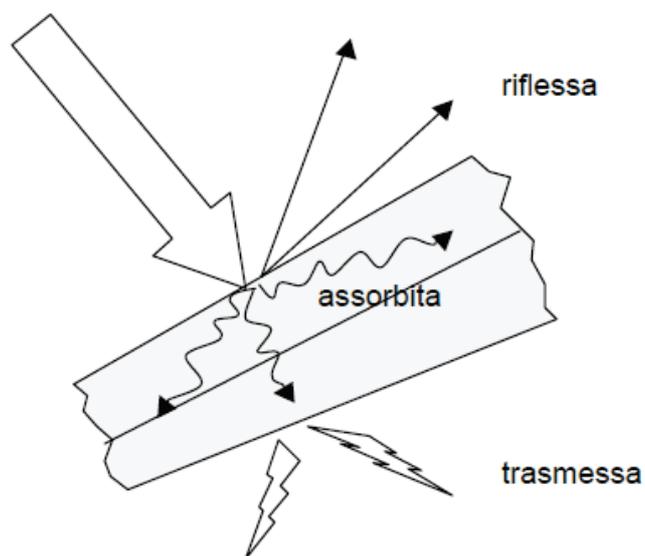


Figura 2.2: Assorbimento, riflessione e trasmissione della potenza irradiata

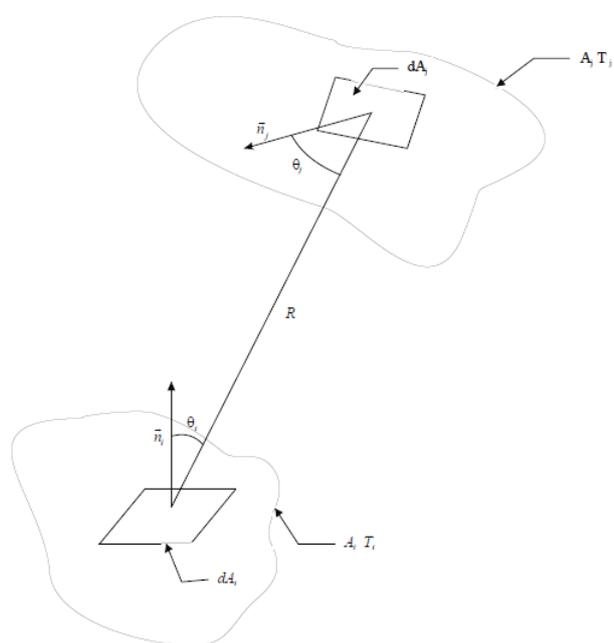


Figura 2.3: Geometria dello scambio termico radiativo tra due superfici

Definiamo *fattore di vista*, F_{ij} , il rapporto tra l'energia che lascia la superficie i e viene intercettata dalla superficie j e l'energia totale che lascia la superficie i .

Per valutare quanta di questa energia incide sulla dA_j si deve considerare solo quella che sta all'interno dell'angolo solido $d\omega_{j-i}$, sotteso da dA_j rispetto a dA_i (vedi figura 2.4).

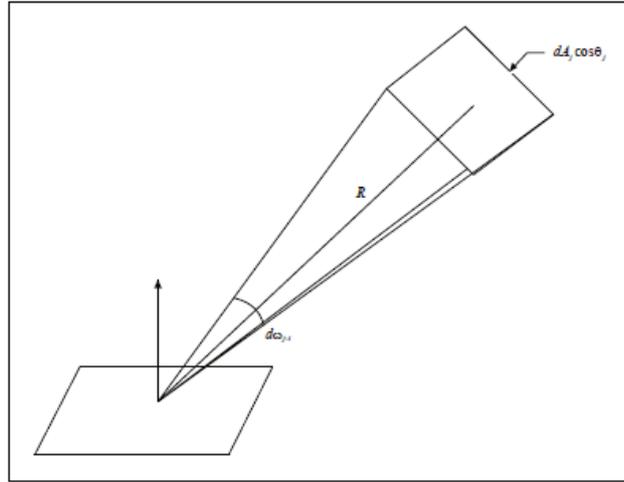


Figura 2.4: Angolo solido sotteso dA_j rispetto a dA_i

Per cui

$$dq_{i-j} = I_i \cos \theta_i dA_i d\omega_{j-i} \quad (2.5)$$

dove $I_i \cos \theta_i$ è la potenza che lascia la superficie dA_i attraverso la sua proiezione normale ad \vec{R} (dove I_i è l'intensità di radiazione emessa e riflessa dalla superficie i).

Ma dalla definizione di angolo solido si ricava che:

$$d\omega_{j-i} = \frac{dA_j \cos \theta_j}{R^2} \quad (2.6)$$

Sostituendo la 2.6 nella 2.5 si ottiene:

$$dq_{i-j} = I_i \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{R^2} dA_i dA_j \quad (2.7)$$

Essendo la superficie diffusa si ha che:

$$I_i = \frac{J_i}{\pi} \quad (2.8)$$

Si ottiene infine che:

$$dq_{i-j} = J_i \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi R^2} dA_i dA_j \quad (2.9)$$

Integrando la 2.9 si ricava che:

$$q_{i-j} = J_i \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi R^2} dA_i dA_j \quad (2.10)$$

Poiché la potenza totale emessa dalla superficie A_i è uguale a $A_i J_i$, il fattore di vista F_{ij} vale:

$$F_{ij} = \frac{q_{i-j}}{A_i J_i} = \frac{1}{A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi R^2} dA_i dA_j \quad (2.11)$$

Come si può notare il fattore di vista è funzione solo della geometria del sistema. In modo analogo è possibile definire il fattore di vista F_{ji} :

$$F_{ji} = \frac{1}{A_j} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi R^2} dA_i dA_j \quad (2.12)$$

Confrontando la 2.11 con la 2.12 si ricava la *relazione di reciprocità*:

$$A_i F_{ij} = A_j F_{ji} \quad (2.13)$$

Un'altra importantissima relazione è la *regola della forma*, secondo la quale è possibile affermare che la potenza radiante che lascia la superficie i esima è uguale alla somma delle potenze termiche che intercettano tutte le N superfici:

$$q_i = q_{i1} + q_{i2} + \dots + q_{ii} + \dots + q_{in} \quad (2.14)$$

Considerando il problema esplicitando il fattore di vista e ponendolo in termini matriciali, è evidente che per calcolare lo scambio termico radiativo di una cavità formata da N superfici si devono conoscere N^2 fattori di vista:

$$\begin{vmatrix} F_{11} & F_{12} & \cdot & F_{1N} \\ F_{21} & F_{22} & \cdot & F_{2N} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ F_{N1} & F_{N2} & \cdot & F_{NN} \end{vmatrix} \quad (2.15)$$

Non è comunque necessario calcolare tutti gli N^2 fattori di vista grazie al principio di reciprocità e alla semplificazione, nel caso di superfici convesse, dei termini F_{ii} (se la superficie è piana o convessa $F_{ii} = 0$; se invece è concava $F_{ii} \neq 0$).

In definitiva se ne devono calcolare solo $\frac{N(N-1)}{2}$; essendo la legge quadratica anche un piccolo aumento delle superfici rende la soluzione molto più complessa.

Oltretutto, di solito la soluzione dell'integrale doppio che compare nella 2.12 non è banale. Per fortuna in letteratura è possibile reperire i fattori di vista per numerose geometrie semplici, sia in forma tabellare, sia in forma grafica. Per geometrie più complesse è necessario ricorrere a metodologie numeriche.

L'irraggiamento di calore con sorgenti esterne non è l'unico termine presente nel bilancio radiativo, bensì occorre considerare anche gli scambi interni tra le varie parti della struttura interna ed esterna del satellite (es. pannelli solari o pannelli di alluminio).

Esempi di fattori di forma utili a questo scopo sono presenti nella tabella 2.5.

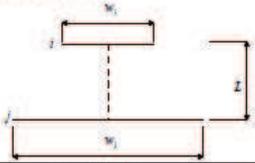
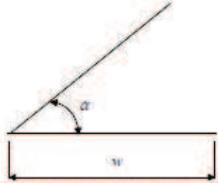
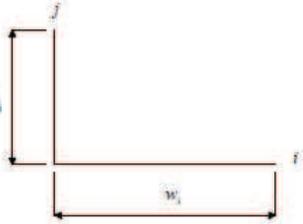
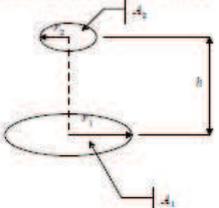
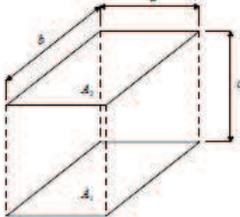
Geometria	Relazione
<p>Piastre parallele con gli assi di simmetria allineati sulla perpendicolare.</p> 	$W_i = \frac{w_i}{L} \quad W_j = \frac{w_j}{L}$ $F_{\theta} = \frac{\left[(W_i + W_j)^2 + 4 \right]^{0.5} - \left[(W_j - W_i)^2 + 4 \right]^{0.5}}{2W_i}$
<p>Piastre parallele inclinate di uguale lunghezza con un lato in comune.</p> 	$F_{\theta} = 1 - \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right)$
<p>Piastre perpendicolari con un lato in comune.</p> 	$F_{\theta} = \frac{1 + \frac{w_j}{w_i} - \left[1 + \left(\frac{w_j}{w_i} \right)^2 \right]^{0.5}}{2}$
<p>Dischi circolari paralleli con centri sulla stessa normale.</p> 	$R_1 = \frac{r_1}{h} \quad R_2 = \frac{r_2}{h}$ $X = 1 + \frac{1 + R_2^2}{R_1^2}$ $F_{12} = \frac{1}{2} \left[X - \sqrt{X^2 - 4 \left(\frac{R_2}{R_1} \right)^2} \right]$
<p>Rettangoli uguali e paralleli.</p> 	$X = \frac{a}{c} \quad Y = \frac{b}{c}$ $F_{12} = \frac{2}{\pi XY} \left\{ \ln \left[\frac{(1 + X^2)(1 + Y^2)}{1 + X^2 + Y^2} \right]^{0.5} + X\sqrt{1 + Y^2} \tan^{-1} \frac{X}{\sqrt{1 + Y^2}} + Y\sqrt{1 + X^2} \tan^{-1} \frac{Y}{\sqrt{1 + X^2}} - X \tan^{-1} X - Y \tan^{-1} Y \right\}$

Figura 2.5: Metodi di calcolo di fattori di forma noti

2.1.4 Legge di Planck e radiazione solare

La *legge di Planck* consente di determinare la distribuzione spettrale della radiazione emessa dal corpo nero, calcolando nel seguente modo l'intensità di emissione monocromatica direzionale del corpo nero:

$$E_{b\lambda}(\lambda, T) = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5 (e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1)} \quad (2.16)$$

Dove:

h è la *costante di Planck* $h = 6.6256 \cdot 10^{-34} J \cdot s$

k è la *costante di Boltzmann* $k = 1.3805 \cdot 10^{-23} \frac{J}{K}$

c è la velocità della luce $c = 2.998 \cdot 10^8 \frac{m}{s}$

T è la temperatura del corpo di emissione

Nel grafico di Fig. 2.6 è riportata la distribuzione di Planck, in cui viene rappresentato il potere emissivo in funzione della lunghezza d'onda per corpi neri a diverse temperature.

Si può notare che l'emissione di un corpo nero aumenta per ogni lunghezza d'onda all'aumentare della sua temperatura e che ognuna di queste curve presenta un massimo associato ad una certa lunghezza d'onda λ_{max} che si sposta verso lunghezze d'onda più basse con l'aumento della temperatura del corpo.

Se si integra la funzione di Planck lungo tutte le lunghezze d'onda, ovvero si trova l'area sottesa dalle curve, si ottiene la potenza totale emessa da un corpo nero per unità di area:

$$E_{b\lambda}(\lambda, T) = \int_0^\infty \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5 (e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1)} \quad (2.17)$$

$$E_{b\lambda}(\lambda, T) = \sigma T^4 \quad (2.18)$$

La relazione 2.18 è anche nota come *legge di Stephan-Boltzmann* e permette di valutare la radiazione totale emessa da un corpo nero conoscendone solo la temperatura.

Il Sole può essere considerato un corpo nero alla temperatura di $5800K$, temperatura cui è possibile risalire misurando la potenza che si riceve da esso. La temperatura si ricava uguagliando il flusso della potenza del Sole sulla superficie di una sfera di raggio pari ad una unità astronomica, cioè la distanza tra il Sole e la Terra, e la potenza totale emessa dal Sole moltiplicata per la sua superficie:

$$\phi 4\pi a^2 = \sigma T_s^4 \pi r^2 \quad (2.19)$$

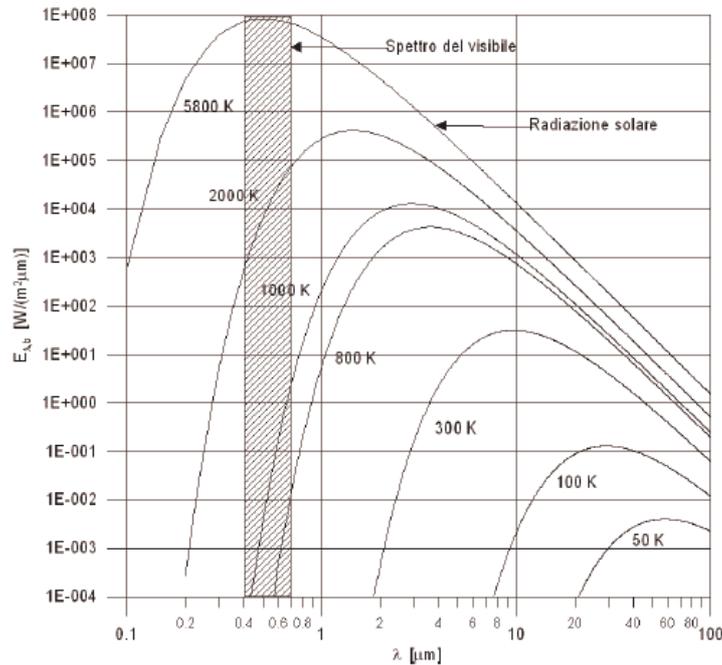


Figura 2.6: Andamento eq. di Planck

Il valore della radiazione emessa dal Sole, considerando che ha un diametro di $1.4 \cdot 10^9 m$, è di circa $3,8 \cdot 10^{26} W$; solo una parte di tale energia interessa il nostro pianeta. Al limite estremo dell'atmosfera terrestre, il valore dell'irraggiamento solare su una superficie normale alla direzione dei suoi raggi è di $1353 \frac{W}{m^2}$, quando la Terra si trova ad una distanza media dal Sole. Questo valore può subire una variazione di circa il $\pm 3\%$ durante il corso dell'anno, dovuta all'orbita ellittica della Terra.

Ora che si conoscono tutti i dati relativi al Sole è possibile giungere alla formulazione che esprime la potenza termica assorbita da un satellite. Poiché il satellite non è un corpo nero esso non assorbirà tutta la radiazione solare incidente, ma solamente una parte di essa. Per tale ragione il calore entrante sarà da moltiplicare per un coefficiente di assorbività:

$$\alpha_\lambda = \frac{q_\lambda^a(T)}{q_\lambda^i(T)} \quad (2.20)$$

Un coefficiente di assorbività pari a 1 significa che il corpo assorbe la radiazione perfettamente, cioè è un corpo nero, mentre un coefficiente pari a 0 significa che il corpo è perfettamente riflettente o perfettamente trasparente.

La potenza termica assorbita da una superficie generica, che nel caso in esame può essere una delle facce del satellite, è:

$$Q_{ins} = \alpha \phi_s A_{Surface} \cos \theta \quad (2.21)$$

dove ϕ_s rappresenta il flusso della potenza del Sole, o *costante solare*, e θ l'angolo tra la normale alla superficie in questione e la congiungente superficie-Sole. Si deduce che la potenza assorbita è funzione solo della proiezione della superficie lungo la direzione da cui provengono i raggi solari: quando questi giungono radenti il calore entrante è praticamente nullo.

2.1.5 Albedo

L'albedo di una superficie è la frazione di radiazione incidente che viene riflessa dalla superficie stessa. L'*albedo terrestre* è estremamente rilevante per la vita operativa dei satelliti in orbita terrestre.

La quantità di radiazione solare riflessa dalla Terra e diretta ad un satellite ne influenza la potenza elettrica prodotta dai pannelli solare, produce una coppia dovuta all'interazione con le diverse caratteristiche ottiche dei diversi materiali che lo compongono, influenza direttamente il design termico e può altresì essere misurato da sensori di orizzonte per stimare l'assetto del satellite.

A causa della geometria della superficie della Terra, la radiazione dell'albedo terrestre è multi-direzionale, al contrario della radiazione solare diretta la quale può essere considerata parallela alla congiungente Terra-Sole. Questa ipotesi è valida in quanto, ponendoci nel sistema di riferimento di un'orbita di un satellite intorno alla Terra, la distanza tra la Terra e il Sole è elevata rispetto al raggio del Sole.

La Terra assorbe solamente il 70% del flusso solare, mentre il restante 30% viene reirradiato nello spazio.

L'atmosfera terrestre si comporta come un *riflettore Lambertiano*, ovvero che la quantità di radiazione riflessa da una superficie di modeste dimensioni verso l'osservatore è direttamente proporzionale al coseno dell'angolo tra la congiungente superficie-osservatore e la normale alla superficie.

Il valore del fattore d'albedo terrestre dipende dalla presenza di nubi, vegetazione od oceani ed è quindi variabile a seconda della porzione di superficie terrestre che si sta sorvolando; si ha una variazione dell'albedo anche a seconda della latitudine e delle stagioni: si riscontrano deviazioni significative soprattutto per elevate latitudini.

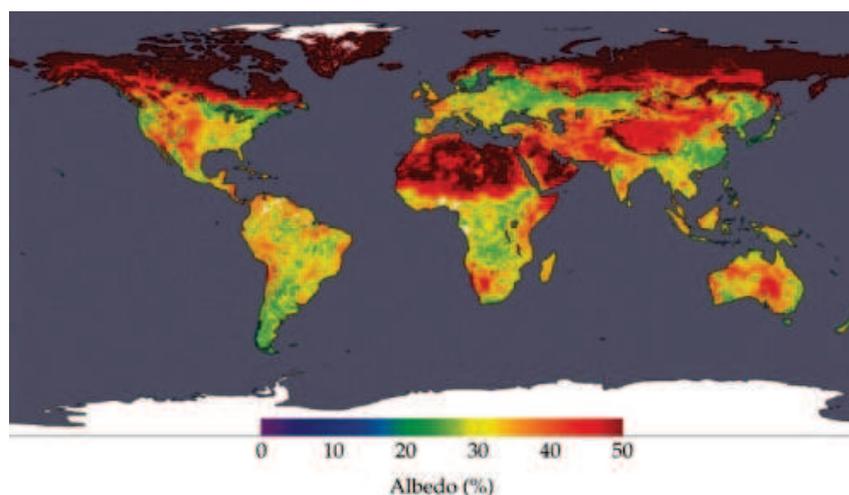


Figura 2.7: Albedo della superficie terrestre, 7 Aprile 2002

Per quanto riguarda il modello termico è comunque possibile usare un fattore d'albedo medio pari al 30%, considerato che tali variazioni non provocano cambiamenti significativi nei valori della temperatura nell'arco di tempo di un'orbita. Lo stesso valore viene utilizzato dal software *ESATAN*. Nelle tabelle 2.8 e 2.9 è possibile osservare la variazione dell'albedo in funzione di angolo dell'orbita e della latitudine.

Inclinazione dell'orbita (gradi)	Albedo (percentuale)		
	Min	Media	Max
± 90	38	42	46
± 80	34	38	42
± 70	30	34	38
± 60	26	30	34
± 50	22	28	32
± 40	19	25	29
± 30	20	24	28
± 20	20	24	28
± 10	20	24	28

Figura 2.8: Percentuale di albedo in funzione dell'inclinazione dell'orbita

Per la missione *ALMASat-1* l'orbita possedeva un'inclinazione di 62°, dunque i valori dell'albedo si avvicinano a quelli in tabella per un'inclinazione di 60°; per la missione del satellite *ALMASat-EO* sono previsti 98° di inclina-

Latitudine		Albedo (percentuale)		
Max	Min	Min	Media	Max
90	80	69	69	75
80	70	83	68	50
70	60	56	53	39
60	50	56	44	38
50	40	46	37	33
40	30	37	31	26
30	20	29	26	25
20	10	27	24	20
10	0	26	25	24
0	-10	24	23	23
-20	-30	24	24	25
-30	-40	30	28	27
-40	-50	39	35	34
-50	-60	45	45	41
-60	-70	65	56	46
-70	-80	88	74	64
-80	-90	80	74	75

Figura 2.9: Valori del fattore di albedo in funzione della latitudine

zione, dunque con valori di fattore di albedo vicini a quelli di un'orbita con inclinazione di 80° .

2.1.6 Emissione propria terrestre

La Terra assorbe l'energia proveniente dal Sole ed emette radiazioni nella lunghezza d'onda dell'infrarosso. Attraverso il bilancio dell'energia ricevuta e di quella emessa, essa raggiunge un equilibrio termico che nel tempo si mantiene pari ad una media calcolata su base annua.

L'intensità dell'energia emessa dalla Terra ad un qualsiasi istante varia considerevolmente a seconda del punto in cui ci si trova sulla superficie terrestre, in quanto intervengono numerosi fattori quali la temperatura dell'aria, il contesto atmosferico, la presenza di nubi; le intensità massime sono situate in corrispondenza delle zone tropicali e decrescono con l'aumento della latitudine.

Nonostante si abbiano tali discontinuità nell'emissione terrestre in prima approssimazione si può considerare la Terra come una *sfera isoterma* caratterizzata da un flusso medio pari a $236 \frac{W}{m^2}$ (nell'immagine 2.10 è possibile osservare un'immagine sulla lunghezza d'onda lunga dell'infrarosso). Tale valore si calcola tramite la relazione:

$$E = \varepsilon \sigma T_E^4 \quad (2.22)$$

in cui:

E rappresenta appunto la *radiazione terrestre*

ε e T_E sono rispettivamente l'emissività e la temperatura della superficie terrestre.

L'emissività è circa pari ad 1 per quasi tutte le regioni, nelle zone coperte da oceani infatti questo valore è circa 0.97; quindi la Terra può essere vista come un corpo nero con una temperatura di $255K$.

Utilizzare questo flusso medio vale per satelliti in orbita bassa (LEO), dove le variazioni di flusso sono più veloci del tempo di risposta termico del satellite, mentre per satelliti in orbita alta, che vedono contemporaneamente regioni a temperatura differente, è necessario utilizzare un flusso mediato.

Si ricava ora l'espressione che permette di calcolare la potenza termica assorbita dal satellite per effetto del flusso infrarosso terrestre. Si è detto che il flusso medio emesso dalla Terra è pari a $236 \frac{W}{m^2}$, quindi il calore totale uscente dal pianeta sarà:

$$\phi = 236 A_{Earth} \quad (2.23)$$

dove A_{Earth} è la superficie emettente.

Solamente una frazione di questo calore verrà assorbita dal satellite, quindi occorre moltiplicare ϕ per il fattore di vista della Terra rispetto al satellite.

Tenendo conto del coefficiente di assorbività α della superficie, in quanto il satellite non è un corpo ideale, si ottiene:

$$Q_{IR,Earth} = \phi_{Earth} A_{Earth} F_{Earth,Sat} \alpha \quad (2.24)$$

dove $F_{Earth,Sat}$ è il *fattore di vista* del satellite rispetto alla Terra.

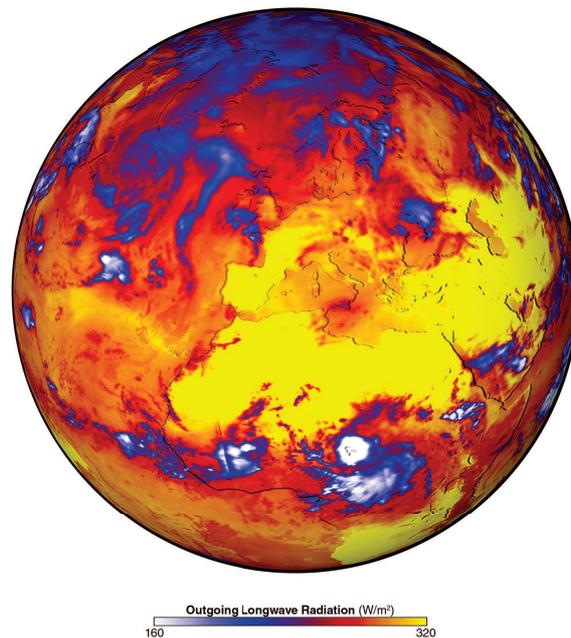


Figura 2.10: Radiazione infrarossa terrestre, infrarosso a lunghezza d'onda lunga ($8/15\mu m$)

2.1.7 Periodi di eclissi

Un satellite in orbita attorno alla Terra si trova ad attraversare dei periodi di eclissi di Sole: queste eclissi hanno luogo quando il satellite entra nel *cono d'ombra terrestre*.

Un'assunzione che si introduce quando si tratta questo argomento è che il cono d'ombra terrestre sia in realtà un cilindro, un'approssimazione più che giustificata per le orbite LEO, per le quali la quota dell'orbita è talmente ridotta da

non rendere apprezzabile la differenza tra zone d'ombra e di penombra.

Un parametro fondamentale dal punto di vista dell'analisi termica di un'orbita, che definisce la durata delle eclissi, è β , il minimo angolo tra il piano dell'orbita e la direzione dei raggi solari. L'angolo β si può ricavare grazie alla seguente formula:

$$\beta = \sin^{-1}(\cos \delta_S \sin i \sin(\Omega - \Omega_S) + \sin \delta_S \cos i) \quad (2.25)$$

dove:

δ_S è la *declinazione del sole*

i è l'*inclinazione* dell'orbita

Ω è l'*argomento del nodo ascendente*

Ω_S è l'*ascensione retta* del Sole

Il valore di β può variare tra -90° e $+90^\circ$.

Come si nota dai tre casi presentati in figura 2.12 la durata delle eclissi di-

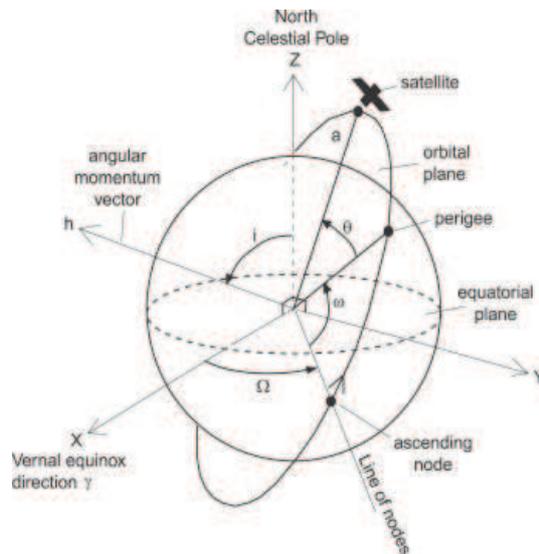


Figura 2.11: Parametri orbitali

pende dal valore dell'angolo β .

Il caso *c.*, nel quale si ha un'orbita polare con β nullo, è il caso interessato dall'eclissi più lunga, in quanto attraversa l'ombra dell'intero diametro terrestre, esso è inoltre caratterizzato dai massimi carichi di albedo. Con l'aumento di β la durata dell'eclissi diminuisce e così anche i flussi di calore massimi dovuti all'albedo, fino a giungere al caso di Fig.2.12 *b.*, in cui l'orbita appare

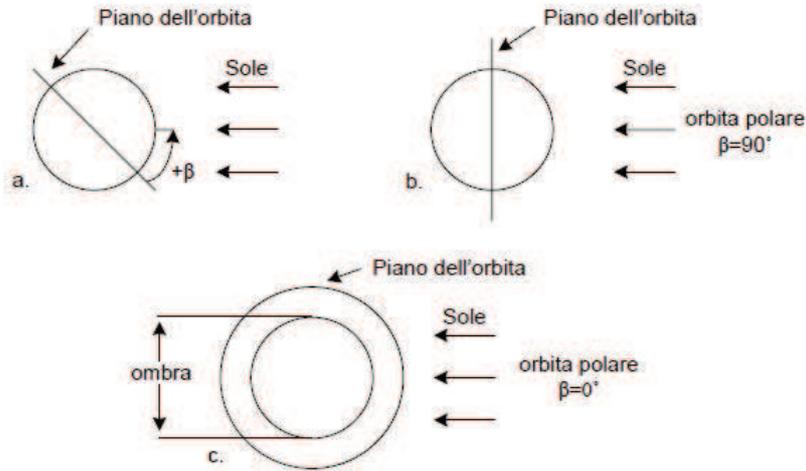


Figura 2.12: Differenti configurazioni di β

come un cerchio vista dal Sole; il satellite non attraversa mai il cono d'ombra terrestre e l'albedo è quasi nullo. In Fig.2.12 a. l'angolo β è espresso come positivo poichè il satellite, visto dal Sole, percorre l'orbita in senso antiorario, altrimenti l'angolo sarebbe stato negativo.

È anche possibile calcolare la frazione di tempo in un'orbita trascorsa all'ombra dell'eclissi tramite la seguente relazione matematica:

$$f = \begin{cases} \frac{1}{180^\circ} \cos^{-1}\left(\frac{(h^2+2Rh)^{\frac{1}{2}}}{(R+h)\cos\beta}\right) & \text{se } |\beta| < \beta^* \\ 0 & \text{se } |\beta| \geq \beta^* \end{cases} \quad (2.26)$$

dove: R è il raggio terrestre

h è l'altezza dell'orbita

β^* è l'angolo con il quale ha inizio l'eclissi lungo l'orbita

Il valore di β^* può anch'esso essere calcolato tramite una formula:

$$\beta^* = \sin^{-1}\left[\frac{R}{R+h}\right] \quad 0^\circ \leq \beta \leq 90^\circ \quad (2.27)$$

Poiché l'ascensione retta e la declinazione del Sole cambiano durante il corso dell'anno solare, e l'orbita è soggetta ad una regressione dei nodi, l'angolo β non rimane costante nel tempo.

La durata delle eclissi influenza ovviamente la quantità di calore che il satellite riceve direttamente dal Sole e il flusso d'albedo; il contributo dovuto

all'insolazione si annulla in ombra, mentre l'albedo diminuisce in ragione delle dimensioni della regione della Terra vista dal satellite in ombra.

Quindi nel calcolo dei flussi di calore che investono il satellite è fondamentale conoscere istante per istante la sua posizione e stabilire se si trovi o meno nel cono d'ombra terrestre.

La situazione che si vuole studiare è schematizzata in Fig.2.13, dove si è scelto di riportare un'orbita polare con angolo β di 0° per rendere più chiara la spiegazione.

Il cono d'ombra viene raffigurato cilindrico perché i raggi solari si considera-

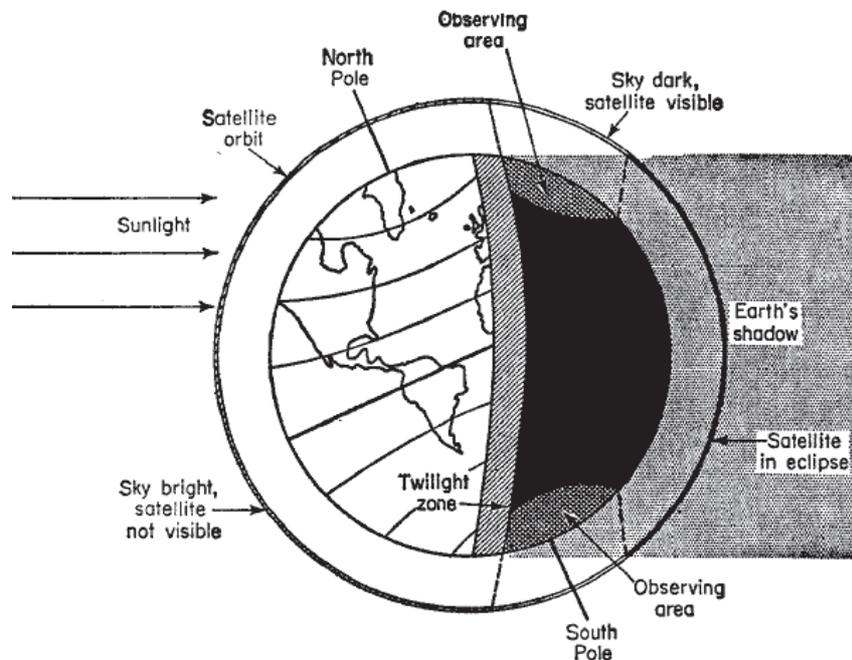


Figura 2.13: Zona di eclissi per un satellite in orbita terrestre

no provenienti da una sorgente posta a distanza infinita, come già spiegato in apertura del paragrafo.

Introdotta questa considerazione è evidente che il diametro del cilindro è pari al diametro terrestre e il satellite si può ritenere in ombra quando la sua distanza dall'asse del cilindro è minore del raggio terrestre.

2.1.8 Radiosità di un satellite

Oltre a ricevere calore dalle sorgenti presenti nello spazio, un satellite emette anche una radiazione verso l'esterno e scambia calore per irraggiamento tra le facce al suo interno.

Poiché non si sta trattando un corpo nero, nel calcolo di questi flussi si dovrà introdurre un fattore di emissività che esprime la quantità di radiazione emessa rispetto ad un corpo nero:

$$\varepsilon = \frac{q_\lambda(T)}{E_{b\lambda}(T)} \quad (2.28)$$

Per esprimere la potenza scambiata tra le facce si considerino le superfici generiche di Fig.2.1. L'energia netta scambiata radiativamente tra di esse è:

$$Q_{1,2} = G_{1,2}A_1\varepsilon_1\sigma T_1^4 - G_{2,1}A_1\varepsilon_2\sigma T_2^4 \quad (2.29)$$

dove G è il fattore di *Gebhart*, che definisce la frazione di potenza irradiata da una superficie e assorbita da una seconda, considerando anche le riflessioni indirette su altre superfici, caratteristica che lo contraddistingue dai fattori di vista. Poiché vale la proprietà:

$$G_{1,2}A_1\varepsilon_1 = G_{2,1}A_2\varepsilon_2 \quad (2.30)$$

la relazione 2.29 si può scrivere:

$$Q_{1,2} = G_{1,2}A_1\varepsilon_1\sigma(T_1^4 - T_2^4) = G_{2,1}A_1\varepsilon_2\sigma(T_1^4 - T_2^4) \quad (2.31)$$

Si è così ottenuta la potenza scambiata tra due superfici interne al satellite.

Il principio è lo stesso anche quando lo scambio di calore avviene con lo spazio esterno; risulta perciò che il calore uscente dal satellite è pari a:

$$Q_{Out} = \varepsilon A_{Sat}\sigma(T_{Sat}^4 - T_0^4) \quad (2.32)$$

in cui T_0 è la temperatura dello spazio profondo. Poiché T_0 viene considerato di circa $4K$ mentre la temperatura del satellite è vicina a quella ambiente terrestre, cioè circa $300K$, e dato che questi valori sono elevati alla quarta potenza è ragionevole approssimare la 2.32 trascurando il termine in T_0 :

$$Q_{Out} = \varepsilon A_{Sat}\sigma T_{Sat}^4 \quad (2.33)$$

2.2 Trasmissione per conduzione

La conduzione termica è il trasferimento di energia che si verifica per effetto dell'interazione delle particelle di una sostanza dotate di maggiore energia con quelle adiacenti dotate di minore energia. Interessandoci esclusivamente al caso dei corpi *solidi*, vediamo che la conduzione è dovuta alle *vibrazioni* delle molecole all'interno del reticolo formato dalle stesse (materiali a struttura reticolare) o al trasporto di energia da parte degli *elettroni liberi* (conduttori).

2.2.1 Legge di Fourier

La *quantità* di calore che si propaga per conduzione tra due regioni di un corpo o tra due corpi distinti dipende dalla *geometria* e dalle *caratteristiche* dei corpi interessati dal fenomeno, così come dalla *differenza di temperatura* tra le regioni di uno stesso corpo o di due corpi distinti. L'energia fluisce nella direzione di temperatura decrescente, quindi da un punto a più alta temperatura ad uno a più bassa temperatura.

Per la formulazione ed applicazione della legge fondamentale della trasmissione di calore per conduzione, *legge di Fourier*, vengono considerati esclusivamente dei corpi *solidi isotropi*, cioè solidi costituiti da superfici *isoterme* e le cui proprietà nell'intorno di ogni punto sono invarianti rispetto alla direzione dal punto. In questo caso il flusso di calore in un punto avviene lungo un cammino perpendicolare alla superficie isoterma cui il punto appartiene. Ciò non è necessariamente vero in una superficie non isotropa.

La *legge di Fourier* è una legge *fenomenologica*, ovvero ricavata dall'analisi dei risultati di diversi esperimenti, ed assume la seguente forma:

$$\vec{q} = -k\nabla T\vec{n} \quad (2.34)$$

nella quale \vec{q} è il vettore di *flusso termico specifico*, ovvero la quantità di calore che si propaga attraverso l'unità di area di una superficie isoterma nella direzione normale per unità di tempo; k è la *costante di conducibilità termica* del materiale del solido e può essere definita come misura dell'attitudine di un materiale a trasmettere il calore, la sua unità di misura è $\frac{W}{mK}$; ∇T è il *gradiente di temperatura*.

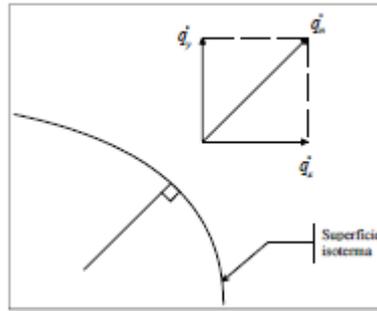


Figura 2.14: Flusso termico normale all'isoterma

\bar{n} è il *versore* orientato in direzione *normale* alla superficie isoterma nel verso delle temperature decrescenti.

Il segno meno, presente nella definizione, indica semplicemente che il calore viene trasferito in direzione opposta a quella del gradiente di temperatura.

2.2.2 L'analogia elettrotermica

Il metodo dell'analogia è molto usato nella fisica. Questa metodologia di approccio ai fenomeni fisici permette di utilizzare strumenti matematici, formalmente uguali, pur appartenenti a fenomeni fisici tra loro non correlati.

Possiamo considerare l'equazione 2.34 riscritta nella seguente forma:

$$\vec{q} = \frac{kA}{L} \Delta T \quad (2.35)$$

dove:

A indica la superficie della parete interessata dallo scambio termico

L la profondità della parete

ΔT la differenza di temperatura tra la superficie a temperatura maggiore e quella a temperatura più bassa della parete.

Potremmo dunque vedere un'analogia con la legge di *Ohm*. Infatti se alla potenza sostituiamo l'intensità di corrente, alle temperature i potenziali e al termine $\frac{L}{kA}$ la resistenza elettrica otteniamo:

$$\vec{i} = \frac{1}{R} \Delta V \quad (2.36)$$

che effettivamente rappresenta la legge di *Ohm*.

Possiamo dunque definire la *resistenza termica* R_t come:

$$R_t = \frac{L}{kA} \quad (2.37)$$

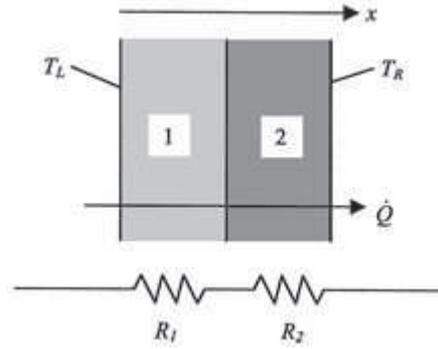


Figura 2.15: Rappresentazione analogia termoelettrica

L'analogia ci permette dunque di considerare, dal punto di vista matematico, una parete formata da diversi materiali posti in serie a mutuo contatto tra loro analogamente ad una serie di tante resistenze elettriche, quanti sono gli strati di diverso materiale che il flusso termico attraversa.

Il nostro problema si riduce quindi a risolvere una serie di resistenze; la resistenza termica totale di una parete multistrato può dunque essere calcolata nel seguente modo:

$$R_{tTOT} = R_{cond1} + R_{cond2} + R_{cond3} = \frac{L_1}{k_1 A} + \frac{L_2}{K_2 A} + \frac{L_3}{k_3 A} \quad (2.38)$$

2.2.3 Coefficiente di scambio termico globale o “trasmissione”

Per i sistemi composti è molto comune utilizzare al posto della resistenza totale un coefficiente di scambio termico globale, o trasmittanza, U , espresso in $\frac{W}{m^2 K}$, che viene definito tramite un'espressione analoga alla *legge di Newton*:

$$\vec{q} = UA(T_1 - T_2) = UA\Delta T \quad (2.39)$$

Risulta quindi che:

$$UA = \frac{1}{R_{tot}} \quad (2.40)$$

La trasmittanza è comoda perchè in molte situazioni, per esempio quando si considerano strutture costruite con pannelli di alluminio e materiale isolante, non siamo in condizioni di isotropia o di monodimensionalità. In questi casi la trasmittanza viene valutata in modo sperimentale, fissando un'area di riferimento; poi, tramite la 2.40 si può valutare la resistenza termica.

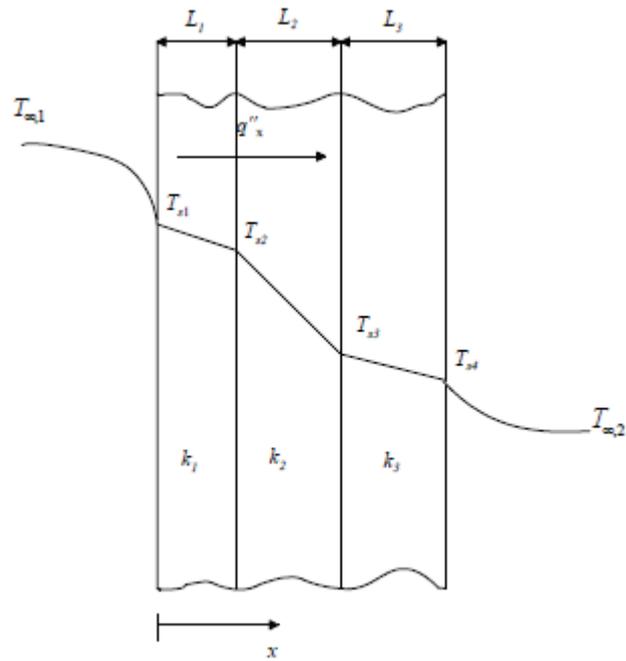


Figura 2.16: Parete piana multistrato

Bisogna notare che, mentre la resistenza termica dipende dal sistema in modo univoco, la trasmittanza dipende dalla scelta dell'area di riferimento.

2.3 Sollecitazioni termiche tipiche per l'orbita di ALMASat-EO

Avendo definito le sollecitazioni termiche protagoniste per un'orbita terrestre, è possibile ipotizzare dei valori plausibili di queste sollecitazioni, subite da *ALMASat-EO*.

Applicando le leggi precedentemente enunciate, calcoliamo innanzitutto il periodo orbitale del satellite, per fornire la frazione del tempo di percorrenza dell'orbita in eclisse e in esposizione alla luce solare.

Il periodo orbitale viene così definito:

$$T = \sqrt{\frac{4\pi^2}{GM} r^3} \quad (2.41)$$

dove GM è il *parametro gravitazionale terrestre* pari a $398604.3 \frac{km^3}{s^2}$ e r il raggio dell'orbita di *ALMASat-EO*

Otteniamo dunque un periodo orbitale di $5897s$.

La frazione del periodo orbitale in eclisse è pari a circa il 36%, ottenendo dunque un periodo di esposizione all'irraggiamento solare di $3774s$.

Possiamo invece, in prima approssimazione, considerare il tempo di esposizione all'irraggiamento da Albedo pari al 50% del periodo, ottenendo un tempo di $3528s$; il flusso termico dell'albedo può essere calcolato considerando il 39% (contributo dell'inclinazione dell'orbita) del 30% (flusso termico solare riflesso dalla Terra) del flusso termico irraggiato dal Sole, pari a circa $158 \frac{W}{m^2}$.

Le sollecitazioni da irraggiamento subite da *ALMASat-EO* avranno dunque valori di queste entità:

- **Flusso Solare:** $1353 \frac{W}{m^2}$ per $3774s$
- **Emissione propria terrestre:** $236 \frac{W}{m^2}$ per $5897s$
- **Albedo:** $158 \frac{W}{m^2}$ per $3528s$

CAPITOLO 3

ESATAN Thermal Modelling Suite

In seguito allo studio e all'acquisizione dei dati sensibili riguardanti *ALMASat-EO*, nonché al recupero delle nozioni fondamentali sui fenomeni di trasmissione del calore coinvolti in una tipica missione di orbita in ambiente extra-atmosferico, è stato affrontato il problema e l'obiettivo cardine di questo elaborato: l'analisi termica del satellite per mezzo della suite *ESATAN-TMS*.

ESATAN-TMS (ESA Thermal Analysis - Thermal Modelling Suite) è un ambiente completo di sviluppo e analisi di modelli termici, dunque finalizzato alla previsione e all'analisi di temperature e flussi di calore, sviluppato da *ITP Engines UK* (gruppo *Industria de Turbo Propulsores*, fondato da *Sener Aeronautica* e *Rolls-Royce*).

Nonostante l'analisi termica possa ad esempio essere effettuata per mezzo di un codice implementato in *MATLAB* partendo dalle leggi fisiche dello scambio termico, non garantendo naturalmente assoluta precisione a causa della complessità del codice, l'*ESA* ha definito la suite come strumento standard per il design e l'analisi termica di satelliti e veicoli spaziali.

La progettazione e la simulazione sono state eseguite per mezzo di un unico calcolatore, la *WORKSTATION*, l'unica macchina presso *ALMASpace* autorizzata da *ITP Engines UK* a lanciare ed utilizzare la suite in quanto le restrizioni di utilizzo dettate dalla licenza di questo pacchetto di software sono molto forti.

3.1 ESATAN-TMS Workbench

Il *Workbench* (banco di lavoro) è un ambiente integrato con capacità complete di analisi termiche, pre- e post-processo, che fornisce strumenti per la modellazione geometrica e la visualizzazione dell'oggetto, presentazione dei dati di output e controllo del caso di missione (orbita o trasferimento orbitale) analizzato.

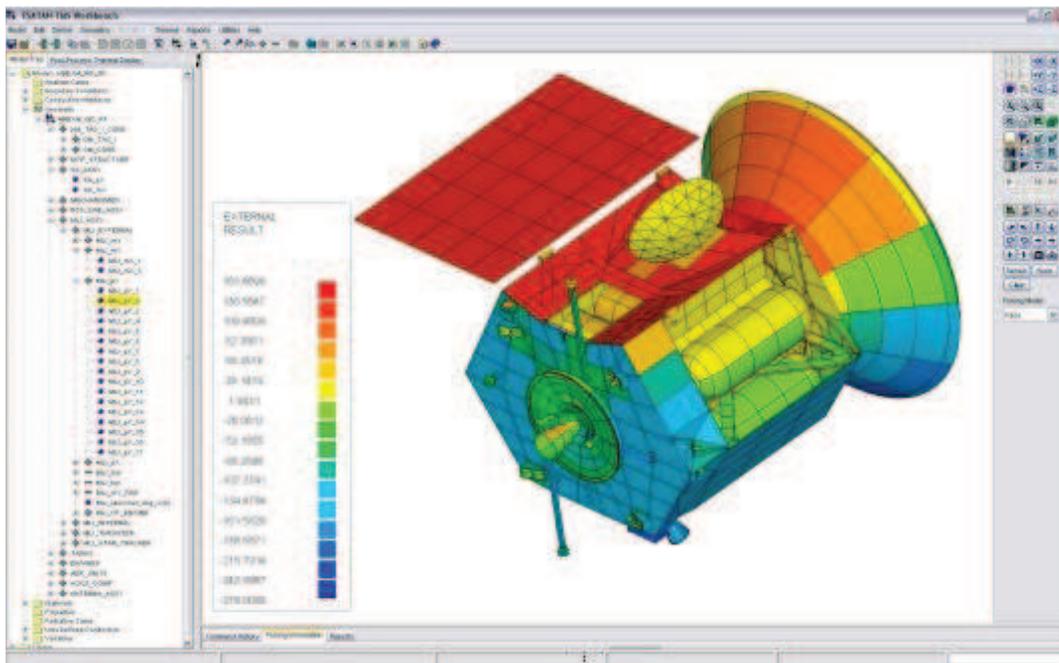


Figura 3.1: Esempio di modello 3D complesso nel Workbench

Questo software offre differenti metodologie di costruzione del modello geometrico. Questo infatti può essere realizzato utilizzando gli strumenti di disegno e progettazione di superfici 3D interni al *Workbench* stesso o importando modelli già definiti per mezzo di altri strumenti di sviluppo FE o CAD, rendendo compatibili i progetti per mezzo di veri e propri “traduttori” dedicati, quali il *CAD-Bench*.

Il *Workbench* fornisce all'utente anche la possibilità di definire i dati di input della progettazione dipendenti dalla variazione della temperatura o dal tempo, come ad esempio imporre le proprietà dei materiali come dipendenti dalla temperatura (densità, calore specifico, conduttività) o condizioni al contorno del problema dipendenti dal tempo (radiazioni esterne al satellite,

potenza termica sviluppata dai sistemi di bordo).

Le caratteristiche del *Workbench* possono così essere brevemente riassunte:

- Complete capacità di pre- e post-processo di analisi termica e di radiazione
- Ambiente per la modellazione geometrica di superfici 3D, non propriamente user-friendly come altri strumenti di CAD come *Solid Works*, ma comunque con a disposizione strumenti utili quali le operazione di taglio delle superfici e definizione di assiemi di più elementi.
- Generazione automatica di elementi a parametri concentrati per gli elementi non definiti geometricamente nel modello (cablaggi e quindi conduttori dei sistemi di bordo, collegamenti della struttura e dei sistemi)
- Possibilità di operare direttamente via codice nativo di *ESATAN* làdove necessario ad esempio per motivi di estrema personalizzazione del codice dei fenomeni di scambio termico o delle metodologie di disegno, permettendo, a valle di uno studio approfondito di questo codice, un'elevata flessibilità di utilizzo

3.2 ESATAN-TMS Thermal

ESATAN-TMS Thermal è il cuore della suite basato sull'analisi di temperature e flussi termici a parametri concentrati, dunque sulla discretizzazioni delle superfici in entità discrete (nodi) a differenza reciproca delle proprietà (temperatura, radiazione emessa) finita. La sintassi relativamente semplice del codice nativo di questo ambiente di simulazione permette anche l'implementazione di equazioni algebriche per definire particolari proprietà non costanti dei materiali quando non è possibile accontentarsi di semplici interpolazioni dei dati dipendenti o dalla sola temperatura o dal tempo.

Questo componente della suite permette, in seguito alla progettazione tramite *Workbench*, di definire le condizioni operative della missione del satellite; è necessario dunque esplicitare un "radiative case" per mezzo del quale inseriamo tutte le fonti di flussi di radiazioni termiche (pianeta che ospita l'orbita e relativa distanza dal sole), le caratteristiche dell'orbita (inclinazione, distanza di Apogeo e Perigeo) e l'orientamento del satellite nell'orbita, ottenendo un primo dato di post-processo riguardante le potenze termiche e i flussi termici esclusivamente per fenomeni di radiazione.

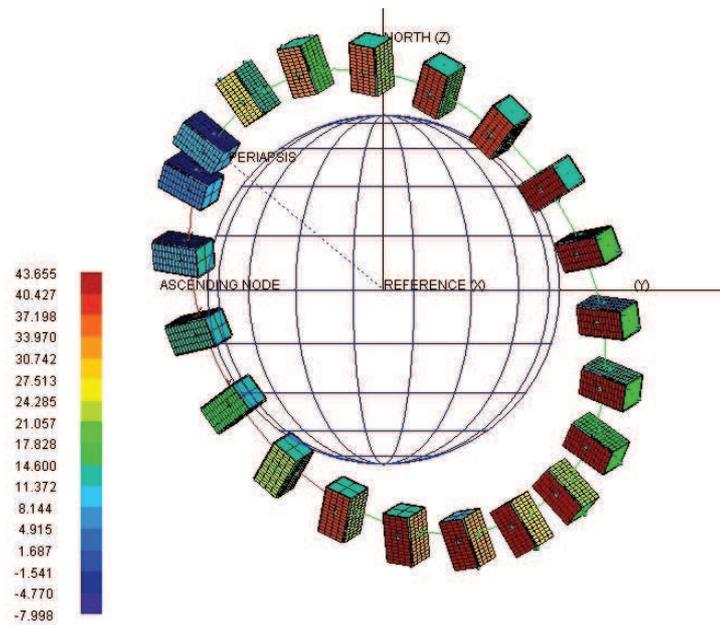


Figura 3.2: Post-processo delle temperature lungo l'orbita di ALMASat-1

L'utente può a questo punto scegliere la tipologia di analisi termica, per

ottenere la soluzione desiderata, dalle *solution routines* presenti all'interno della libreria di *ESATAN* (metodi di calcolo iterativi per casi stazionari o non-stazionari); vengono inoltre selezionati i numeri di cicli di orbite desiderati per la simulazione, se effettuare lo studio su diversi radiative case per una stessa simulazione (nel caso di trasferimento orbitale del satellite o trasferimenti interplanetari). Solo al termine della simulazione avremo come output informazioni sulle temperature dei singoli nodi e sui flussi termici conseguenti allo scambio termico anche per conduzione.

Tutti i risultati dell'iterazione vengono raccolti in un file.TMD (Thermal Model Data).

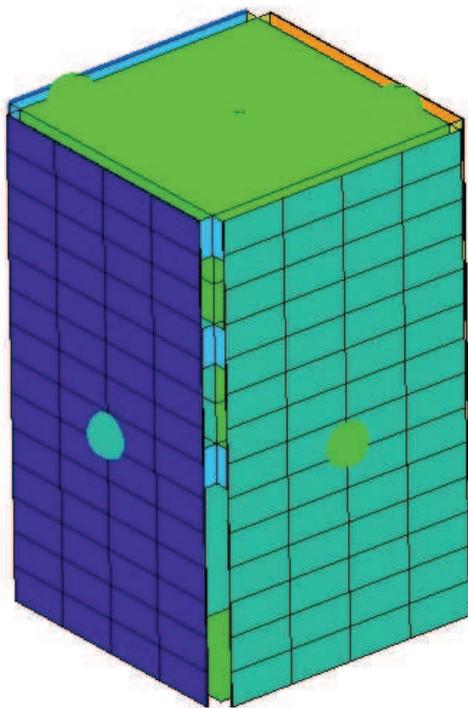


Figura 3.3: Post-processo delle temperature medie per orbita singola

La possibilità di visualizzare i dati di post-processo già all'interno del *Workbench* (conoscendo gli ordini di grandezza dei valori ad esempio della temperatura rapportate ad una scala cromatica graduata, vedi fig. 3.2 e 3.3) permettono una prima analisi dei risultati, senza il bisogno di conoscerne valori esatti; già in questa fase dunque è possibile riscontrare valori non plausibili delle grandezze in gioco o problemi di processo dovuti a errori nella definizione della geometria del satellite.

3.3 ESATAN-TMS ThermNV

ESATAN-TMS ThermNV è un utilissimo strumento della suite di *ESATAN* che permette la visualizzazione, l'esame e lo sviluppo di reti dei nodi coinvolti nell'analisi termica del modello sia per verificarne la bontà sia per obiettivi di analisi post-processo come ad esempio la stima dei flussi di calore in termini di entità e mappatura dei gradienti all'interno della struttura discretizzata.

Questa componente della suite riduce in modo importante i tempi solitamente investiti nella redazione di documenti riassuntivi dei risultati sull'analisi termica poiché in grado di generare reports grafici o di testo (visualizzazione di reti schematiche dei nodi, gradazioni di colore abbinate ai valori di output e valori numerici istantanei degli step della simulazione, andamenti dei diversi dati sensibili di output in funzione del tempo o altre variabili, calcolo dei valori medi, massimi e minimi o massimi e minimi consentiti per il particolare nodo) direttamente esportabili in altri software o in fogli elettronici.

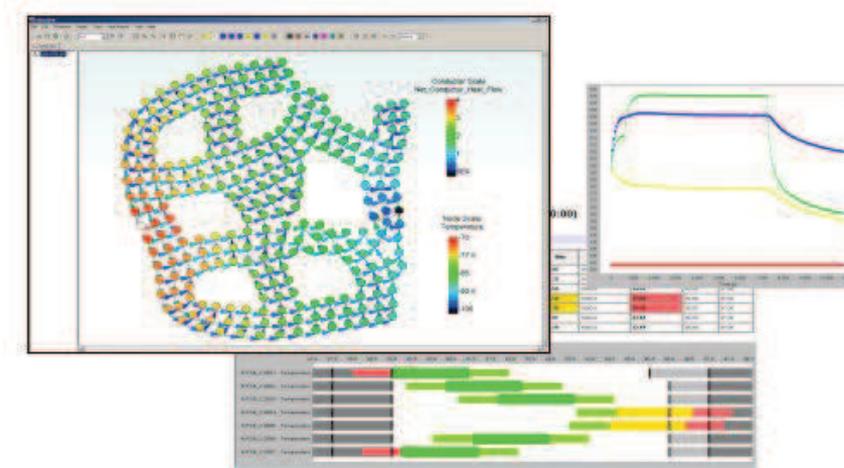


Figura 3.4: Esempi di charts visualizzabili con ThermNV

È sicuramente questo lo strumento più utile per quanto riguarda lo studio dei dati di output dell'analisi termica e del processo di feedback sui valori di temperatura e dei flussi termici attesi durante l'orbita, ma soprattutto per valutare la compatibilità con il range delle temperature all'interno delle quali i sottosistemi possono operare (temperature minime e massime consentite). Questo costituisce infatti il nodo cruciale dell'analisi termica del satellite, e consente o di riorganizzare la distribuzione nella struttura dei sottosistemi per

evitare di oltrepassare i limiti della forchetta delle temperature operative, o di riprogettare la struttura stessa per modificare l'andamento dei flussi interni.

3.4 Problematiche nell'approccio alla Suite

All'inizio del capitolo si faceva riferimento alle restrizioni dettate dalle licenze rilasciate da *ITP Engines UK* per l'utilizzo di *ESATAN-TMS*. Questo, unito alla complessità dei calcoli in fase di simulazione che dunque richiedono l'installazione su calcolatori potenti, causa una scarsa diffusione della suite in ambienti extra-aziendali (in ambito principalmente aerospaziale).

I software della suite non risultano particolarmente intuitivi per un nuovo utente, sia per il design delle finestre di visualizzazione, sia per la gestione dei comandi; di conseguenza la difficile interpretazione del funzionamento dei software e la mancanza di letteratura o fonti di informazione nel web (ad esempio forum) dovute alla non conoscenza e non utilizzo di *ESATAN* in ambito accademico rendono ostico l'approccio, la conoscenza e l'uso della suite. Questa condizione è valida non solo durante i primi tentativi di utilizzo dei software, infatti spesso si propongono nuovi interrogativi riguardanti specifici comandi o la natura di errori riscontrati in fase di post-processo.

Gli unici strumenti a disposizione dell'utente per imparare il corretto utilizzo di *ESATAN* sono: manuali in lingua inglese che accompagnano il file di installazione della suite, un breve tutorial per la modellazione e l'analisi termica di un satellite con struttura elementare, un centro di assistenza on-line che permette di sottoporre domande e richieste di chiarimento ad alcuni programmatori della suite tramite posta elettronica con feedback pressoché immediati. Senza alcun dubbio il terzo dei precedenti risulta essere il più utile ed efficace mezzo di apprendimento e correzione delle conoscenze necessarie nell'uso di *ESATAN*, in quanto i primi due sono insufficienti e non limpidi nell'introduzione di molti dei concetti fondamentali della suite.

CAPITOLO 4

Modello geometrico di ALMASat-EO

La costruzione del modello geometrico nell'ambiente di lavoro di *ESATAN* è fondamentale per poter in seguito svolgere l'analisi termica, ottenendo risultati plausibili ed attendibili, evitando di incorrere in errori di implementazione del modello termico.

In questo capitolo vengono descritti i principali step che hanno portato alla definizione del modello geometrico di *ALMASat-EO*, definito come ***ALMASat-EO-Up***¹ ed utilizzato in seguito nelle simulazioni finalizzate ad ottenere i dati di output sul comportamento termico dello stesso. I passi descritti nei successivi paragrafi ricalcano il modus operandi della costruzione di qualsiasi oggetto per mezzo della Suite consigliati e descritti nei manuali operativi, adattati naturalmente a questo caso di studio.

Le principali problematiche riscontrate durante l'elaborazione del modello, le quali ne hanno modificato la geometria e la struttura, vengono rimandate all'ultimo paragrafo del capitolo per permettere al lettore di seguirne lo sviluppo con continuità, posticipando le ragioni e le scelte che hanno portato all'oggetto finale.

¹Up è l'abbreviazione di "update", inserito nel nome del modello e nei file di output delle conseguenti analisi, per distinguerlo da altri tentativi di progettazione del modello stesso

4.1 Definizione dei materiali

La definizione dei materiali, nelle loro principali caratteristiche meccaniche e termo-ottiche, è il primo step della costruzione del modello; esplicitare e inserire queste informazioni nel progetto creato (file .erg) permette di creare un database interno, fonte dalla quale attingere successivamente per definire la natura e le proprietà delle strutture geometriche e dei componenti generati.

Questo passo iniziale giustifica fin da subito la necessità di possedere informazioni complete sull'architettura, i materiali utilizzati nella sua progettazione, i sistemi ed i sottosistemi del satellite da costruire in *ESATAN*.

4.1.1 Materiali, proprietà meccaniche e termiche

Per ciascuno dei materiali coinvolti nella costruzione di *ALMASat-EO* è stato necessario, oltre ad inserirne il nome identificativo, specificarne le seguenti proprietà:

- Densità [kg/m^3]
- Calore specifico [$J/kg/K$]
- Conduttività termica [$W/m/K$]

La creazione del database dei materiali è immediata grazie alla finestra di dialogo “*Define Bulk Material*” riportata nell’immagine 4.1

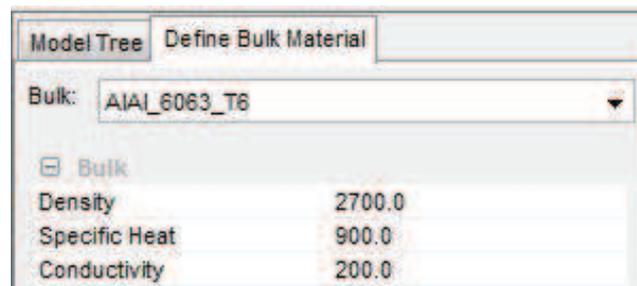


Figura 4.1: Definizione dei materiali

È immediato riconoscere come le caratteristiche richieste influiscano direttamente nei fenomeni di scambio termico per conduzione e dunque come valori esatti permettano in seguito valutazioni precise. Queste proprietà sono

comunque sempre modificabili, dunque correggibili, nel caso in cui i valori inseriti siano errati o riferiti a materiali simili ma non identici a quelli voluti nel database.

Nella tabella 4.1 viene riportato l'elenco di tutti i materiali introdotti nella definizione del modello di *ALMASat-EO*.

	Densità kg/m^3	Calore Specifico $J/kg/K$	Conduttività $W/m/K$
AlAl 6061 T6	2700	896	167
AlAl 6063 T83	2700	900	200
AlAl 6082	2700	894	170
AlAl 7050 T73510	2830	860	155
AlAl 7075 T6	2810	960	130
AlCu	7400	380	56
AlSi 1060	2700	900	234
Acciaio inossidabile	7810	477	16.4
Ti 6Al 4V	4430	526.3	6.7
Carbon fiber Thornel mat VMA	2000	710	0.41
Epoxy FR4	1850	600	0.27
Kapton	1420	1090	0.155
Celle Li-Ion	3113.5	26.53	1048.55
PTFE	2150	1000	0.25
Celle Solari	2329	712	1.1

Tabella 4.1: Materiali e rispettive proprietà meccaniche e termiche

4.1.2 Proprietà ottiche e di irraggiamento

Nell'analisi termica del modello si assume che lo scambio termico per radiazione avvenga per due distinte e non sovrapposte bande di emissione dello spettro:

- lo spettro dell'**infrarosso**, il quale implica l'emissione delle superfici del modello e l'emissione propria terrestre
- lo spettro dell'**emissione solare**, il quale implica l'emissione del Sole e dell'albedo terrestre

Per ciascuna di queste due bande di emissione il *Workbench* è in grado di tenere conto dell'emissione, dell'assorbimento, della riflessione diffusiva, della riflessione speculare e della trasmissione dell'energia. Ciascuno di questi

processi di trasmissione è caratterizzato dalla corrispondente proprietà termo-ottica, legate tra di loro dalle leggi descritte nel sotto-paragrafo 2.1.2.

Le considerazioni fatte nel sotto-paragrafo precedente per le proprietà meccaniche e termiche dei materiali, sono identicamente valide per le proprietà termo-ottiche; è dunque necessario, a monte della definizione geometrica del modello, generare un database contenente queste proprietà che vanno definite per ciascuno dei materiali precedentemente introdotti.

In questo caso può ritenersi utile definire profili diversi delle proprietà termo-ottiche per ciascuno dei materiali per giustificare eventuali variazioni delle condizioni ambientali in cui il satellite opera o per variazioni della missione che il satellite deve affrontare. Queste ultime considerazioni non valgono nel caso di *ALMASat-EO*.

Anche per la registrazione delle proprietà termo-ottiche si ricorre all'apposita finestra di dialogo "*Define Thermo-Optical*", riportata nell'immagine 4.2

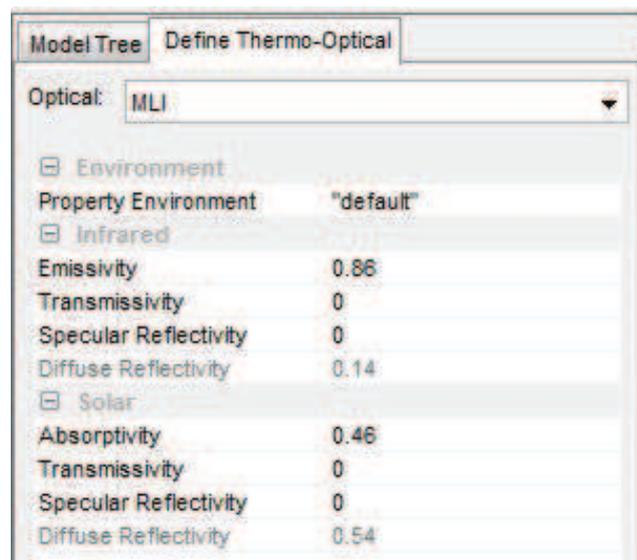


Figura 4.2: Definizione delle proprietà termo-ottiche

Molti dei materiali utilizzati nella costruzione di *ALMASat-EO* presentano caratteristiche termo-ottiche simili, dunque non è stato necessario definirle per tutti ma semplicemente, in fase di definizione della geometria, far adottare a più shell la stessa proprietà. Molte delle sezioni del satellite inoltre non sono direttamente esposte all'irraggiamento né del Sole o dell'albedo terrestre, né dell'emissione propria terrestre; questo implica che in fase di esecuzione della

determinazione dei flussi di calore per irraggiamento parti della struttura del satellite vengano escluse dal computo, ritenendo questi flussi di potenza termica irradiata o assorbita trascurabili rispetto alla trasmissione per conduzione.

La definizione dunque si è limitata a quattro categorie, con le relative proprietà termo-ottiche, che descrivono altrettanti comportamenti nel campo della trasmissione del calore per irraggiamento:

MLI (Multi Layer Insulation) Valido per le parti del satellite e i materiali dediti all'isolamento termico sia per conduzione che per irraggiamento

SMAI (Surface Mirroring Aluminium) Dedicato principalmente a tutte le superfici in alluminio (valido anche per gli altri metalli presenti nel database)

SMCF (Surface Mirroring Carbon Fiber) Dedicato alle superfici ed alle parti costruite in materiale composito

Solar_Cell Proprietà termo-ottiche relative appunto alle sole celle solari dei pannelli laterali

Vengono riportate nella tabella 4.2 i valori delle proprietà termo-ottiche, delle categorie sopra-descritte, inserite nel database del modello di *ALMASat-EO*.

	MLI	SMAI	SMCF	Solar_Cell
IR Emissione	0.86	0.05	0.05	0.84
IR Trasmissione	0	0.2	0.2	0
IR Diffusione	0.14	0.55	0.2	0.16
IR Riflessione Speculare	0	0.2	0.55	0
UV Assorbimento	0.46	0.15	0.8	0.75
UV Trasmissione	0	0	0	0
UV Riflessione diffusa	0.54	0.05	0.2	0.25
UV Riflessione Speculare	0	0.8	0	0

Tabella 4.2: Proprietà termo-ottiche dei materiali

4.2 Costruzione del modello geometrico

Il modello del satellite e le shells primitive del *Workbench* sono definiti rispetto ad un sistema di riferimento Cartesiano destrorso detto *MCS* (Model Coordinate System). Il punto di origine di questo sistema cartesiano è il punto di riferimento iniziale delle shell primitive con le quali è stato costruito il modello.

Ogni superficie e parte della struttura del satellite nasce da una shell primitiva, è dunque riconducibile a figure geometriche basilari in 2D ed in 3D quali: triangoli, rettangoli, trapezi, dischi cilindri, sfere, etc etc.

Tutte le shells primitive possono essere combinate tra loro o sottratte le une alle altre per costruirne altre più complesse; queste possono essere a loro volta assemblate per ottenere la definizione geometrica completa del modello.

La definizione delle shell primitive nello spazio Cartesiano può avvenire con tre differenti metodi:

- Per punti
- Per parametri
- Per distanze dall'origine

Nella realizzazione delle shells del modello di *ALMASat-EO* è stato fatto principalmente uso del secondo metodo di generazione, quello parametrico, in quanto considerato il più semplice per realizzare le forme geometriche volute.

4.2.1 Definizione geometrica delle Shells

La costruzione delle shells per via parametrica prevede di specificarne le dimensioni e definendo in seguito la posizione dei vertici in funzione dell'origine del MCS. Partendo da questo presupposto, la geometria del satellite è stata realizzata considerando l'origine del MCS coincidente con il centro di simmetria del pannello che funge da base del Tray 1.

La costruzione del modello dunque parte proprio dalla realizzazione del Tray 1; in seguito sono stati costruite le strutture dei restanti 6 Trays sovrastanti, la payload Bay ed infine i pannelli laterali del satellite.

La shell di partenza è stata definita *Panel_Mid*, identificando con questo termine il pannello in materiale composito che separa il Tray 1 dalla Payload Bay. La definizione delle shells è stata effettuata per mezzo della finestra di comando "*Define Shell*" riportata nell'immagine 4.3, selezionando la definizione parametrica nell'apposito menù a tendina e scegliendo come tipologia di

shell nativa il rettangolo (opzioni poi utilizzate per tutti i restanti componenti della struttura).

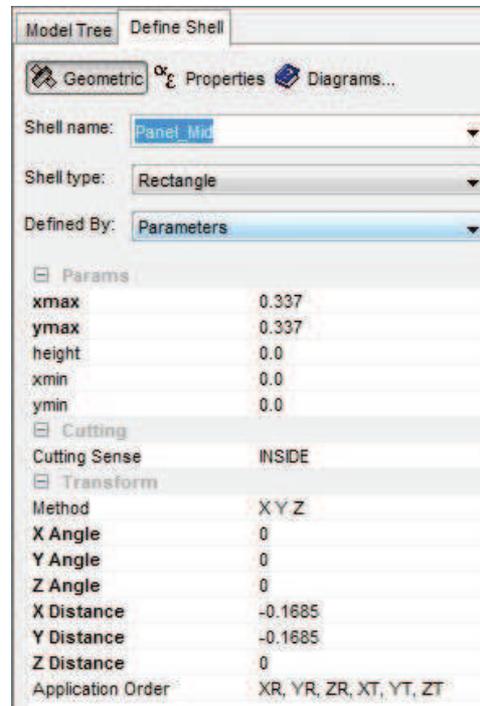


Figura 4.3: Finestra di comando “Define Shell”: Panel_Mid

Le dimensioni del pannello ($337 \times 337 \text{ mm}$) sono state prelevate dall’ultima edizione del modello complessivo di *ALMASat-EO* realizzata in *Solid Works* disponibile, dunque più fedele alla versione finale. La shell, come si può notare sempre nell’immagine 4.3, ha subito una traslazione di valore negativo nelle coordinate x e y , pari alla metà delle dimensioni del pannello, per portare il centro del pannello in corrispondenza del centro del sistema Cartesiano; questa traslazione è stata necessaria proprio a causa del funzionamento della definizione parametrica della shell, che avrebbe fatto coincidere uno dei vertici del pannello con l’origine del sistema Cartesiano.

Procedimenti simili sono stati adottati per la costruzione delle pareti laterali del Tray 1. Partendo sempre da una shell rettangolare, adottando le misure appropriate per questa parte della struttura ($331 \times 50 \text{ mm}$), è stato però necessario eseguire, oltre a delle traslazioni per far coincidere lo spigolo del pannello di base con lo spigolo inferiore del pannello laterale, delle rotazioni attorno agli assi Cartesiani di riferimento per porre il pannello laterale del Tray

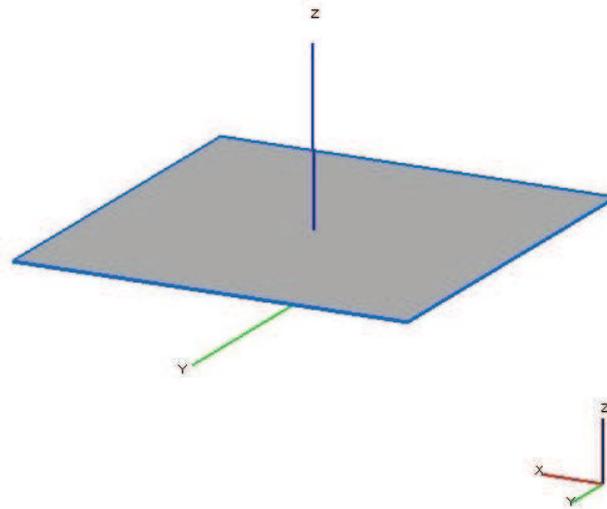


Figura 4.4: Visualizzazione del Panel_Mid nel Workbench

su piano ortogonale rispetto al piano di giacenza del pannello di base, come è possibile vedere dall'immagine 4.5.

La denominazione “*Tray_1_XP*” indica che la shell appartiene appunto al Tray 1 e che si trova, rispetto al centro del sistema Cartesiano, nella parte positiva della coordinata x (XP si riferisce ad X Plus, XM si riferirebbe ad X Minus). La corretta identificazione e dunque l'univoca denominazione di ciascuna shell, sono necessarie in funzione dell'identificazione delle shells con i rispettivi nodi (paragrafo successivo); questo è assolutamente necessario per una corretta interpretazione del modello da parte del *Thermal* in fase di implementazione del modello termico.

La costruzione del *Tray_1_XP*, permette di generare in modo immediato i 3 restanti pannelli laterali del Tray 1 *Tray_1_XM*, *Tray_1_YP*, *Tray_1_YM*, semplicemente copiando la geometria del primo e sottoponendole ad opportune trasformazioni di traslazione e rotazione attorno all'asse z del sistema cartesiano. Il Tray assume dunque la geometria rappresentata nell'immagine 4.6 al termine del disegno nel Workbench.

Nella costruzione dei rimanenti 6 Trays sono stati adottati procedimenti analoghi a quello appena definito; ai 7 Trays sono stati successivamente aggiunti il Payload Bay (costituito dal pannello inferiore e 4 pannelli verticali

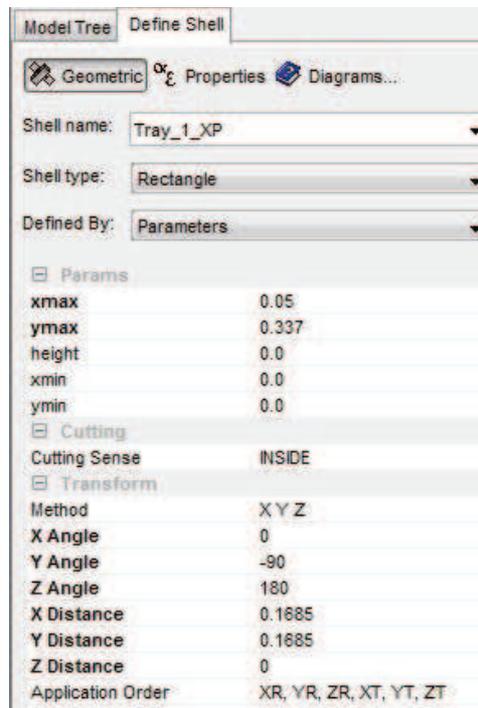


Figura 4.5: Finestra di comando “Define Shell”: Tray_1_XP

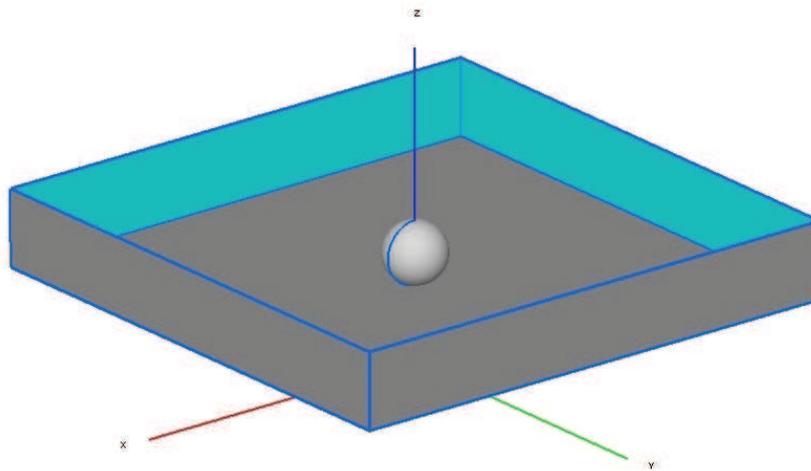


Figura 4.6: Tray 1 disegnato nel Workbench

incastrati ad x per ricreare i 4 volumi destinati ai vari sottosistemi e payloads), i pannelli laterali del satellite e le 24 flange (2 flange per ogni vertice dei Trays 1-4-7) che fungono da collegamento tra i Trays e i pannelli laterali. Nell'immagine 4.2.1 viene mostrata la geometria di *ALMASat-EO*, realizzata per mezzo del Workbench, nella versione "scoperta" (sprovvista di pannelli laterali) e completa.

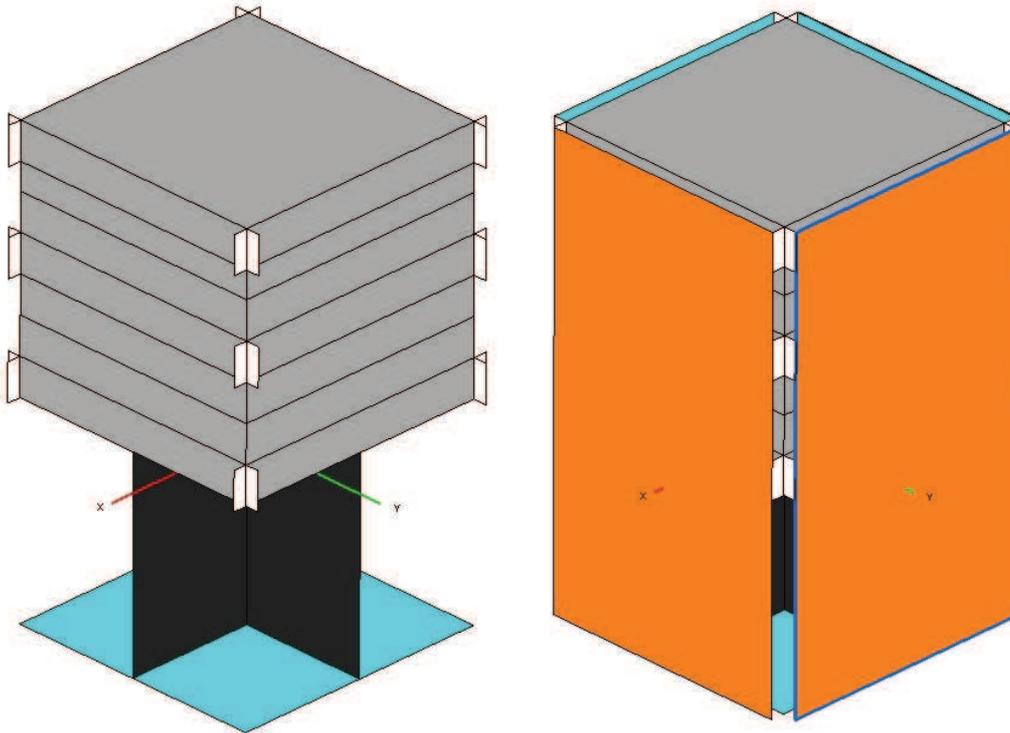


Figura 4.7: Modello geometrico "scoperto" e con pannelli laterali

Le shells così definite sono state in seguito raggruppate in appositi gruppi; questo è stato necessario in quanto non era desiderabile assemblare realmente tutti gli elementi, ad esempio, costitutivi dei Trays o del Payload Bay in modo da mantenere indipendente, dunque facilmente modificabile, ogni singola parte della struttura. La necessità di formare i gruppi di shells deriva principalmente dalla volontà di unire le shells finalizzate a dare forma ad una certa parte della struttura senza la necessità di legarle indissolubilmente tra loro; inoltre questo permette di mantenere un ordine visivo nel "*Model Tree Navigator*", che permette di visualizzare l'elenco delle strutture e dei contenuti del nostro modello. Riportiamo qui di seguito il *Model Tree Navigator* di *ALMASat-EO-UP*.

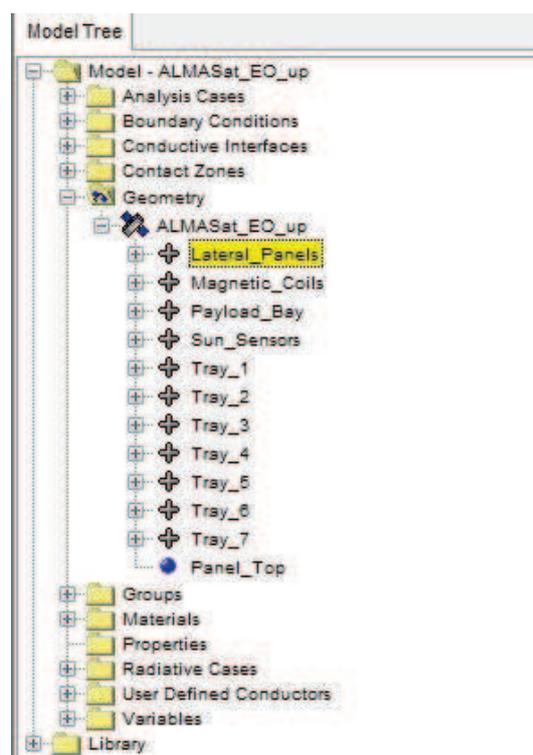


Figura 4.8: Finestra di navigazione Model Tree

4.2.2 Definizione delle proprietà delle Shells

Ad ogni singola shell vengono associati un certo numero di attributi tra i quali il materiale di costruzione, le proprietà termo-ottiche associate, una mesh, lo status di attività e il tipo di analisi a cui deve essere sottoposta.

Analogamente al caso della definizione della geometria delle shells, per la definizione delle proprietà delle stesse si utilizza l'apposita finestra di comando "*Define Shell Properties*".

Nell'immagine al termine del paragrafo è possibile vedere la finestra di dialogo per l'attribuzione delle proprietà della shell relativa al pannello Tray_1_XP; vengono tralasciate le proprietà di tutte le shells presenti nel modello in quanto non sono fondamentali in questo elaborato per la comprensione degli step successivi dello studio del modello termico.

Vengono qui di seguito riportati e descritti sinteticamente gli attributi più importanti per la definizione delle proprietà delle shells.

Attività della Shell

Ciascun lato di una singola shell può essere definito come *attivo* (active), *attivo per irraggiamento* (radiatively active), *attivo per conduzione* (thermally active) o *inattivo* (inactive), in base al ruolo che questi svolgono nell'analisi dei fenomeni di irraggiamento e/o conduzione nel modello del satellite. Un lato definito come attivo viene utilizzato in entrambe le tipologie di calcolo dei flussi termici mentre un lato attivo per irraggiamento viene preso in considerazione esclusivamente nei calcoli dei flussi termici causati dall'irraggiamento; l'esatto opposto avviene per un lato attivo per conduzione; un lato definito inattivo non prende parte al calcolo in fase di simulazione del *Thermal*.

Proprietà termo-ottiche e proprietà del materiale

L'adozione di determinate proprietà termo-ottiche e meccaniche per le shells, già inserite nelle fasi iniziali del progetto nei rispettivi database, deve sempre tenere conto del fatto che ogni shell geometrica possiede due disinte facce e che dunque, per ognuna di queste, possono essere adottate proprietà differenti.

Colore

Il colore può essere utile per poter distinguere anche visivamente, senza dover ricorrere alla lettura delle proprietà della singola shell, i diversi materiali uti-

lizzati; inoltre due diversi colori possono essere utilizzati per le due facce della stessa shell per renderne sempre comprensibile l'orientamento all'interno della struttura, evitando definizioni delle proprietà errate.

Spessore della Shell

Questo è l'unico modo per, avendo costruito geometricamente in precedenza delle shells bi-dimensionali, tenere conto della reale tri-dimensionalità delle stesse; inoltre lo spessore risulta fondamentale, in fase di analisi termica, per definire ad esempio i flussi di calore trasmessi per conduzione tra shells diverse in funzione delle sezioni di passaggio dei materiali.

Numerazione dei nodi e Meshing

Ad ogni singolo lato di una shell deve essere associato un certo nodo, identificabile con un numero preciso, che verrà poi utilizzato in seguito come riferimento per l'analisi termica a parametri concentrati. Definire manualmente la numerazione dei nodi del modello, accompagnata da una definizione di un certo label per ogni shell, permette in fase di post-processo dell'analisi termica di poter individuare direttamente a quale shell stiamo facendo riferimento.

Rimandiamo all'appendice l'elenco completo delle shells generate e dei rispettivi numeri identificativi dei nodi.

Le shells possono anche essere sottoposte a meshing, dunque discretizzazioni delle superfici in più facce, ottenendo una griglia di nodi per singola shell; questo procedimento aumenta l'accuratezza dei calcoli in fase di analisi termica, in quanto permette di rendere visibili i gradienti delle temperature o dei flussi termici presenti in una singola shell. Tuttavia questo processo rende molto onerosi i calcoli ed è stato dunque applicato unicamente ai pannelli laterali più esterni di *ALMASat-EO* (pannelli solari) per ricreare la suddivisione di ciascuno dei pannelli solari in 4 stringhe di 14 celle solari.

Nell'immagine seguente è possibile vedere il modello geometrico finale di *ALMASat-EO* dopo l'inserimento delle proprietà delle singole shells (da notare la griglia formatasi sui pannelli laterali in seguito all'adozione del meshing).

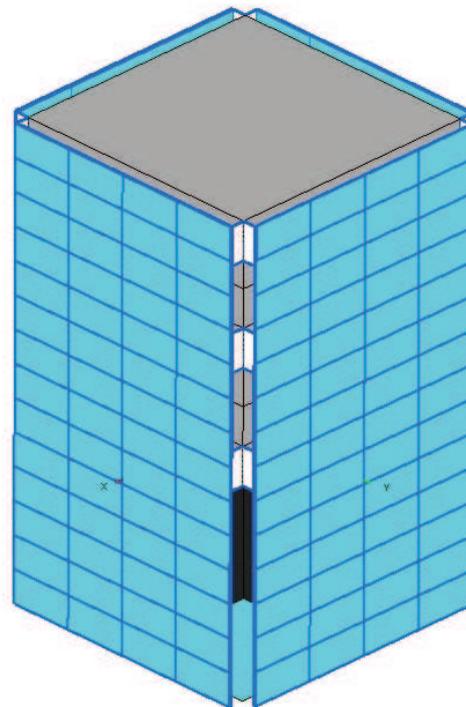
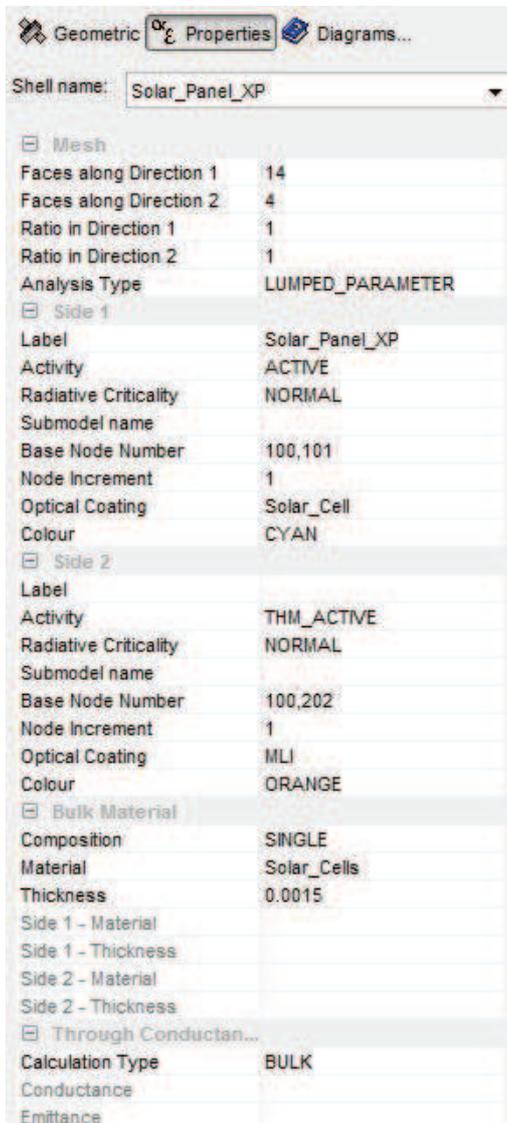


Figura 4.9: Definizione delle proprietà di shell; pannelli solari sottoposti a meshing

4.3 Sistemi: Nodi Non-Geometrici

Tutti i sistemi ed i sottosistemi del modello di *ALMASat-EO* sono stati definiti come “*Nodi Non-Geometrici*”; questa modalità di definizione permette infatti di tenere conto di questi sistemi all’interno del modello ma senza la necessità di definirli geometricamente. La definizione dei sistemi come Nodi Non-Geometrici sposa perfettamente la filosofia con cui il modello è stato realizzato, di semplificare al massimo le geometrie e la complessità dell’architettura.

4.3.1 Definizione dei Nodi Non-Geometrici

I Nodi Non-Geometrici vengono rappresentati all’interno del Workbench con delle sfere, delle quali è necessario definire il centro, il raggio, il numero di nodo associato, il volume ed il materiale del nodo non-geometrico, dunque del sottosistema.

Il centro del nodo non-geometrico corrispondente ad un certo sotto-sistema, deve coincidere con la posizione all’interno della struttura del sottosistema stesso.

Il raggio della sfera non ha influenze di alcun tipo per le simulazioni successive o nella definizione del nodo non-geometrico, ma è utile all’utente per riconoscere visivamente i differenti sotto-sistemi e per lo studio di post-processo di analisi.

Il volume d’ingombro ed il materiale del sotto-sistema, dunque del rispettivo nodo non-geometrico, sono indispensabili per il calcolo della capacità termica dello stesso, funzionale alla successiva analisi termica; questa è l’unica proprietà meccanica o termica richiesta.

Non tutti i sottosistemi sono stati associati a elementi non-geometrici; per alcuni casi, come per il sistema di Potenza o il sistema di MicroPropulsione, si è scelto di rappresentare l’intero sistema con un singolo nodo, sempre per non complicare questo modello iniziale. Questa scelta ha comportato l’opportuno calcolo di volumi di ingombro di riferimento degli interi sistemi, nonché la scelta del materiale che apporta il maggior contributo in termini di peso e volume per utilizzarlo come materiale di riferimento nei calcoli successivi.

Nelle immagini successive è possibile vedere come il workbench rappresenti i Nodi Non-Geometrici (sfere).

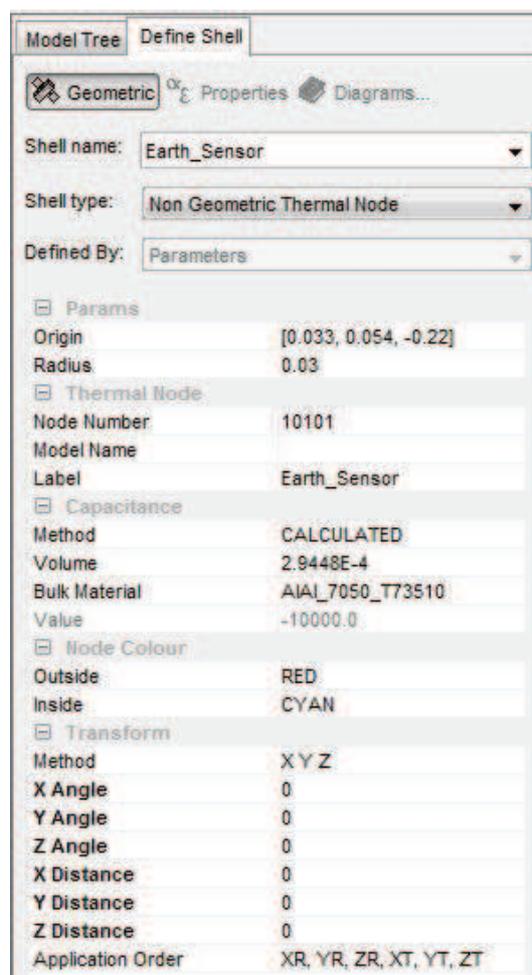


Figura 4.10: Finestra di definizione dei Nodi Non-Geometrici

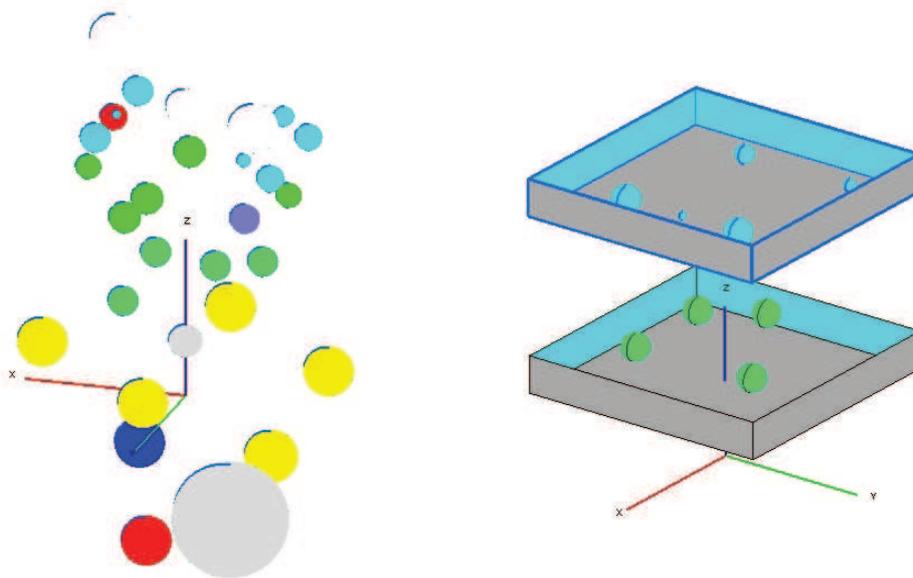


Figura 4.11: Sistemi e sotto-sistemi definiti come Nodi Non-Geometrici

4.3.2 Conduttori Non-Geometrici

Così come è stato possibile definire dei Nodi Non-Geometrici, il Workbench permette di definire dei Conduttori. Il compito di questi conduttori è quello di permettere la generazione delle reti di scambio termico per conduzione tra elementi del modello che non sono geometricamente in mutuo contatto.

Nel modello di *ALMASat-EO* questi conduttori sono stati utilizzati per definire i collegamenti tra i sistemi/sotto-sistemi (Nodi Non-Geometrici) e la struttura del satellite; più precisamente, per ogni Nodo Non-Geometrico definito, sono stati realizzati 6 Conduttori Non-Geometrici con la struttura (pareti del Tray, pareti del Payload Bay) circostante. L'elenco dell'immagine 4.12 riporta tutti i conduttori generati; i nomi sono stati così definiti per comprendere il sotto-sistema di origine e la parte di struttura alla quale sono stati connessi.

La definizione dei Conduttori Non-Geometrici è molto semplice: dall'apposita finestra di dialogo “*Define Non-Geometric Conductors*” è sufficiente selezionare le shells di origine e di destinazione del conduttore, selezionandole rispettivamente con un click del mouse.

Per questo tipo di conduttori viene richiesto un certo valore di *conduttività*

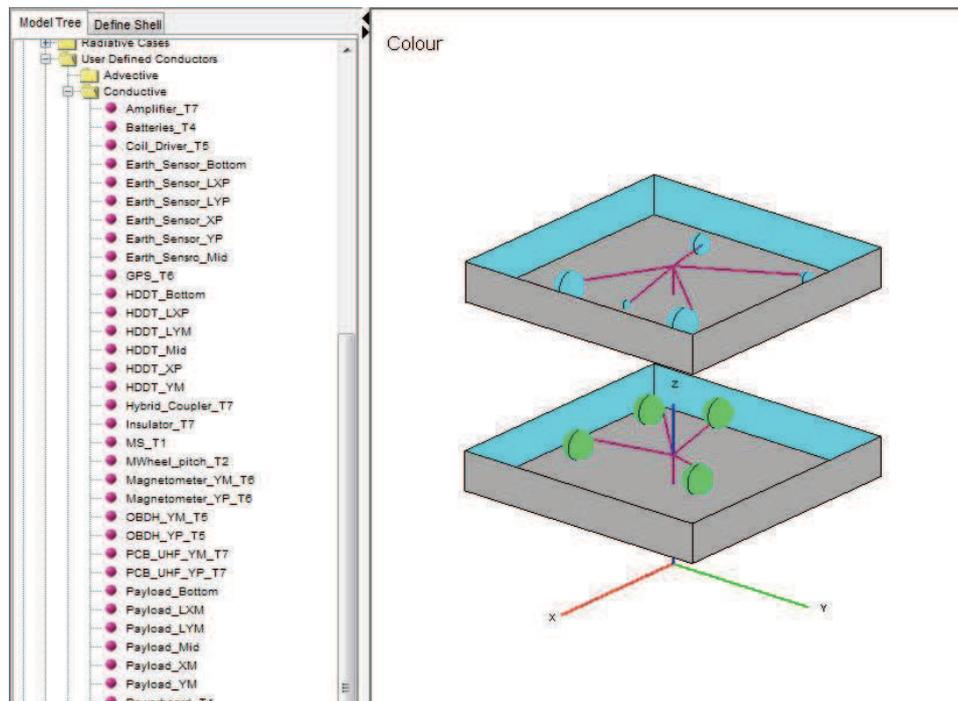


Figura 4.12: Elenco dei conduttori non-geometrici e visualizzazione

termica ed il *fattore di forma* (rapporto tra area della sezione e lunghezza del conduttore); per modello del satellite si è optato per conduttori esclusivamente in Alluminio e con stesso valore di fattore di forma.

4.4 Interfacce di Conduzione

L'ultimo step necessario per completare il modello geometrico di *ALMASat-EO* consiste nel calcolare le *conduttanze lineari* che intercorrono tra diverse shells in mutuo contatto. La costruzione geometrica del modello infatti, per quanto sia stata precisa la modellazione del satellite, non consente automaticamente di definire come contigue shells differenti.

Per svolgere questo compito è stata sfruttata la funzione di “*Generazione Automatica delle interfacce di conduzione*” del Workbench, del quale viene riportata la finestra di dialogo nell'immagine 4.13.

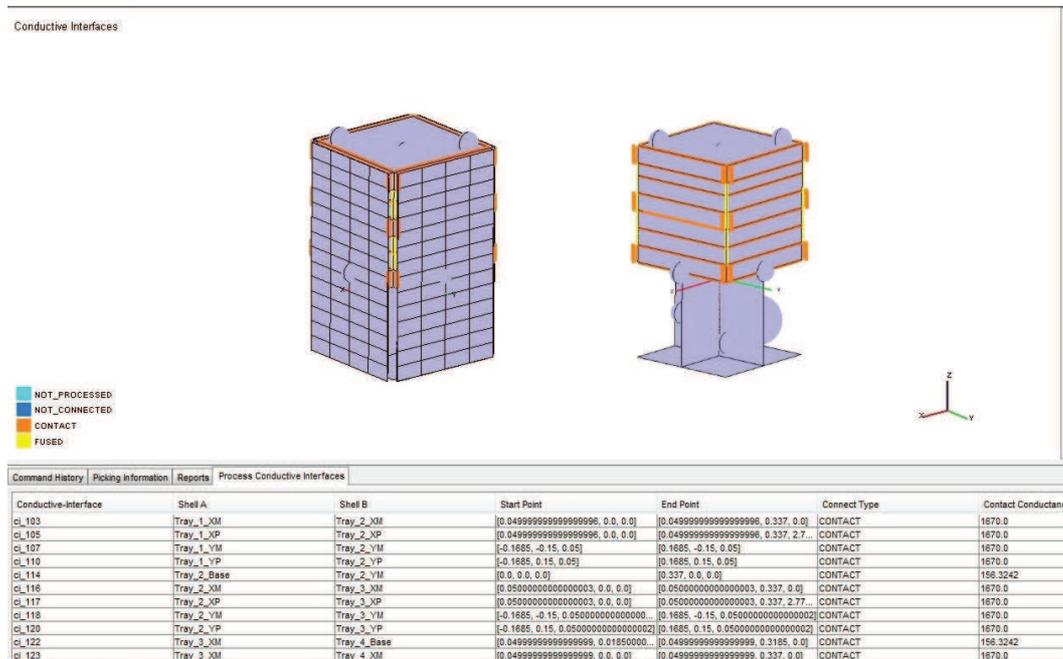


Figura 4.13: Generazione Automatica delle interfacce di conduzione

Una volta individuate tutte le linee di conduzione, per mezzo del generatore automatico, tra le diverse shells, è stato necessario innanzitutto quali fossero reali e quali derivanti da errori di computo del software, e definire la natura delle connessione tra le shells, scegliendo tra le seguenti:

Fusione Le due shells formano una superficie continua, dunque con resistenza termica nulla.

Contatto Le due shells sono in mutuo contatto, dunque non è possibile considerare nulla la resistenza termica che intercorre tra le due; per ognuna di queste interfacce di connessione è necessario definire una certa *conduttanza di contatto* [$W/m^2/K$] in funzione delle sezioni delle due shells.

Non processata Un'interfaccia di connessione che è stata generata automaticamente ma che possiede già una definizione.

Non richiesta Un'interfaccia di connessione che è stata generata automaticamente ma che non si vuole utilizzare nel computo dei trasferimenti di calore per conduzione.

Non connesse Due shells definite automaticamente in mutuo contatto che in realtà si vogliono mantenere distinte e disgiunte, per non generare flussi termici per conduzione làdove non esisterebbero nel modello reale

I nomi associati alle singole interfacce di connessione vengono definiti automaticamente nella fase di generazione automatica delle stesse.

In questa fase della progettazione possiamo considerare completo il modello geometrico di *ALMASat-EO*, rappresentato nel Workbench come in figura 4.14.

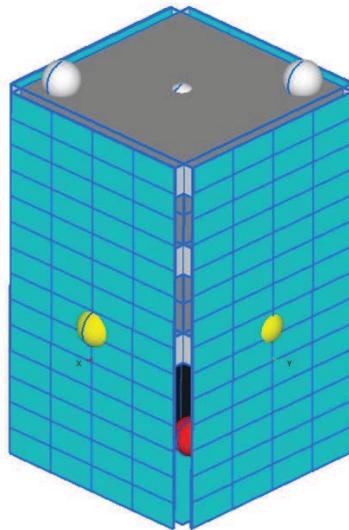


Figura 4.14: Modello geometrico completo di ALMASat-EO

4.5 Problematiche nella realizzazione del modello geometrico

Durante la costruzione geometrica del modello di *ALMASat-EO*, nonostante la suite di *ESATAN* non sia di facile interpretazione da parte dell'utente, non è stata riscontrata alcuna problematica se non al momento della generazione delle interfacce di conduzione. Questo infatti è praticamente l'unico strumento di feedback della bontà del modello, in fase di progettazione.

Inizialmente i Trays progettati nel Workbench avevano una struttura che ricalcava nel modo più fedele possibile la reale struttura dei cassettei; la prima versione di modello del Tray, riportata nell'immagine 4.15, presentava una struttura a doppio BUS.

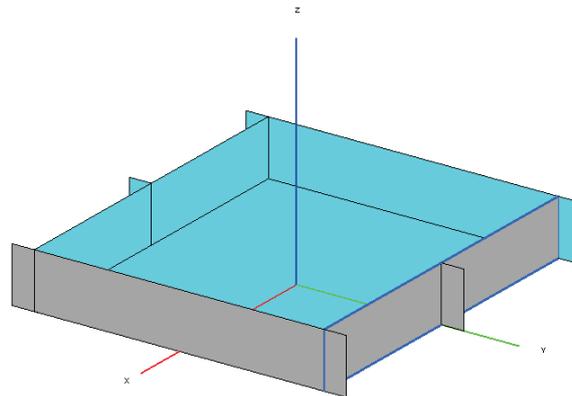


Figura 4.15: Prima versione di modello del Tray

Tutti i Trays erano stati realizzati copiando la stessa struttura. Giunti allo step di generazione delle interfacce di conduzione, si è notato come non tutte le sezioni di contatto tra le varie parti della struttura fossero individuate, nonostante le misure e la definizione di queste parti fosse stata realizzata con premura. Il problema persisteva anche in caso di definizione manuale delle stesse, definizione che avveniva selezionando direttamente le shells o prendendo come riferimento le coordinate degli estremi delle linee di connessione.

Dopo numerosi tentativi è stato possibile comprendere la ragione di questo errore nella generazione delle interfacce di conduzione, infatti possono essere ritenuti tali solo gli spigoli di mutuo contatto di due diverse shells; dunque

tutti i luoghi di intersezione nella struttura che non fossero determinati da spigoli di shells, non venivano compresi nella generazione delle interfacce. Per non complicare eccessivamente la geometria della struttura di questo modello di prova di *ALMASat-EO*, sono stati fatti dei passi indietro, tornando alla geometria semplificata vista nei precedenti paragrafi.

CAPITOLO 5

Modello termico di ALMASat-EO

In questo capitolo vengono descritti i passaggi che permettono, per mezzo dell'utilizzo del Workbench e della componente Thermal di *ESATAN*, di definire il vero e proprio modello termico di *ALMASat-EO*.

Il lavoro svolto in fase di realizzazione del modello geometrico è assolutamente propedeutico a questa fase di definizione, in quanto vedremo che un'errato design del modello comporterà valori di output dell'analisi termica fuori scala o non permetterà il calcolo per mezzo delle routines dedicate a questo scopo.

Le modalità di definizione sono semplici e quasi immediate, làdove l'utente abbia acquistato una certa familiarità con i parametri di settaggio delle routines di calcolo e dell'interpretazione degli eventuali errori riscontrati nei dati di output.

Nell'ultimo paragrafo del capitolo vengono riportati dei risultati di post-processo relativi all'orbita di *ALMASat-1*; questi non sono obiettivi di questo elaborato ma sono stati inseriti come termine di paragone per i risultati ottenuti per *ALMASat-EO*.

5.1 “Radiative Case” associato all’orbita

Per poter sottoporre il satellite al caso dei fenomeni di irraggiamento relativi all’orbita di *ALMASat-EO*, è necessario “assegnare” le shells precedentemente costruite al modello. Infatti il modello del satellite è costituito dalle suddette shells che non sono però tra loro realmente correlate anche làdove alcune di queste siano tra loro combinate o unite. L’assegnazione delle shells al modello rappresenta una particolare combinazione e unione delle stesse. Per fare questo è sufficiente associare il file *ALMASat_EO_up.erg* (file relativo alla geometria del satellite) al modello *ALMASat_EO_up* (file che comprende, la geometria del satellite, i database dei materiali e delle proprietà degli stessi, i file relativi all’analisi dei fenomeni dell’irraggiamento e dell’analisi termica).

Definire l’analisi dei fenomeni dell’irraggiamento nel Workbench , utilizzando la finestra di definizione del caso “*Radiative Case Dialog*” significa inizialmente specificare le caratteristiche dell’orbita, l’assetto del satellite lungo l’orbita e come questo si comporti durante un periodo orbitale. Successivamente devono essere specificate le modalità di calcolo con cui si desidera che il Workbench esegua l’analisi, considerando ad esempio i fattori di vista geometrici e i fattori di scambio per irraggiamento tra le varie shells.

Una volta eseguito il calcolo di tutti i flussi termici sul satellite a causa dell’irraggiamento è possibile proseguire con l’analisi termica del satellite.

Il caso di irraggiamento dedicato alla missione di *ALMASat-EO* è stato nominato *Polar*, richiamando la tipologia dell’orbita nella quale verrà immesso il satellite.

5.1.1 Definizione dell’Environment

Nella finestra di dialogo per definire l’ambiente extra-atmosferico nel quale il satellite compie la missione, riportata nell’immagine 5.1, vengono solitamente riportati di default i valori caratteristici di un’orbita circolare bassa attorno alla Terra, considerando il Sole immobile rispetto alla Terra.

Queste proprietà dell’ambiente della missione si adattano perfettamente alle condizioni necessarie a definire il caso d’irraggiamento di *ALMASat-EO* e dunque non sono state modificate.

Notiamo nella finestra di dialogo due parametri di settaggio interessanti: la direzione del flusso solare (Sun Rays) e la distribuzione della temperatura della superficie terrestre (Planet Temperature e Temperature Distribution). Nel

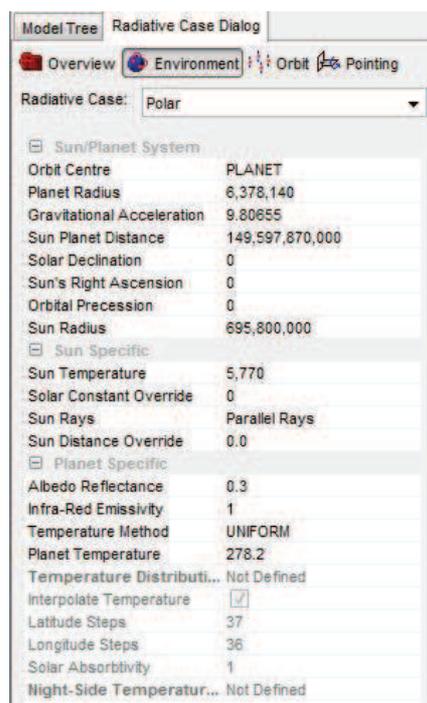


Figura 5.1: Definizione dell’Environment

nostro caso, data la distanza della Terra dal Sole e l’orbita bassa di *ALMASat-EO*, si è considerato il Sole come a distanza infinita dalla Terra ottenendo dunque i raggi solari sempre paralleli tra loro; per la temperatura della superficie terrestre, che influenza l’emissione nell’infrarosso, è stato scelto un valore costante per tutta la superficie, pari a $287.2K$ ($14^{\circ}C$ circa).

5.1.2 Definizione dell’Orbita

L’orbita può essere definita nell’apposita finestra di dialogo, figura 5.2, utilizzando i parametri per un’orbita ellittica o facendo uso delle effemeridi¹. Conoscendo già i parametri dell’orbita polare del satellite è chiaro che sia stata scelta la prima metodologia di definizione.

Nel momento della definizione dell’orbita è stato anche necessario determinare quante posizioni significative del satellite avremmo voluto visualizzare lungo l’orbita, per osservare la variazione dei flussi nel periodo orbitale, in fase di post-processo. Per questo modello sono state definite 16 posizioni significa-

¹Le effemeridi sono tabelle che permettono di conoscere determinati parametri orbitali per un determinato intervallo di tempo

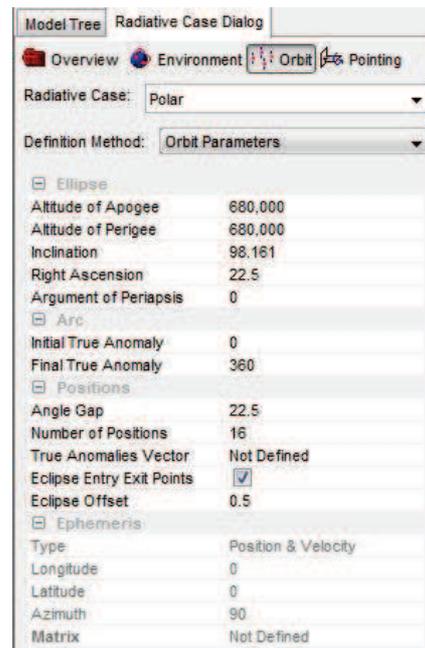


Figura 5.2: Finestra di definizione dell'orbita

tive, alle quali vanno aggiunte 4 ulteriori posizioni nel caso in cui si scelga di mostrare anche i punti di ingresso e uscita dall'eclisse terrestre.

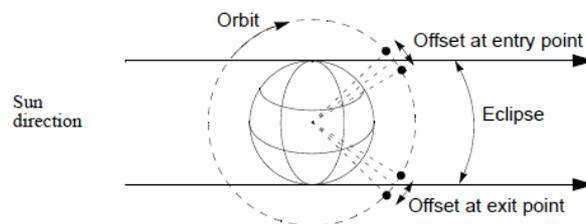


Figura 5.3: Punti di ingresso e uscita dall'eclisse terrestre

5.1.3 Definizione dell’Assetto

L’assetto di *ALMASat-EO*, come già introdotto nel capitolo 1, è definito in modo tale da mantenere il payload costantemente orientato verso la superficie terrestre, mantenendo invariato al tempo stesso l’orientamento del satellite rispetto al proprio asse longitudinale.

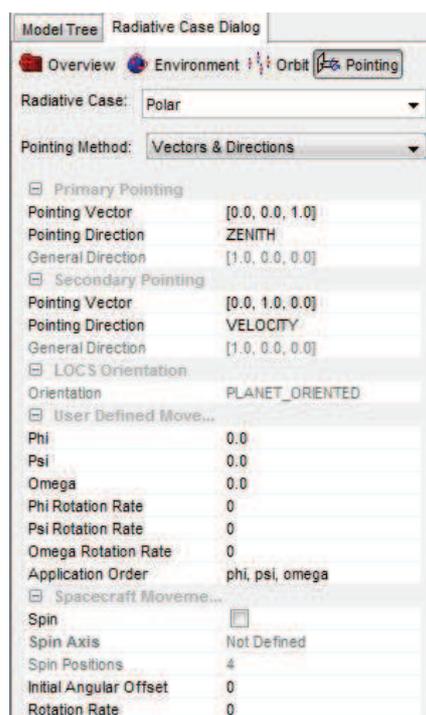


Figura 5.4: Finestra di definizione dell’assetto

Sono stati definiti due vettori di “puntamento” del satellite (pointing), che costituiscono il riferimento del satellite lungo tutta l’orbita, in funzione della costruzione geometrica e quindi dell’orientamento dello stesso nel piano Cartesiano del Workbench; l’asse longitudinale Z definito dal vettore $[0.0, 0.0, 1.0]$ è stato orientato come la congiungente Terra-satellite (Zenith), l’asse Y definito dal vettore $[0.0, 1.0, 0.0]$ orientato come il vettore velocità del satellite lungo l’orbita.

Questo ha permesso di ottenere delle condizioni “statiche” lungo l’orbita per alcune parti della struttura del satellite; più precisamente abbiamo ottenuto che il pannello laterale orientato come il vettore velocità sia il primo pannello ad entrare ed uscire dall’eclisse, il pannello orientato come l’asse delle

X positive sia sempre in ombra dai raggi solari, mentre il pannello orientato come la parte negativa dell'asse delle X, quando il satellite non è in eclisse, venga continuamente irradiato dal sole.

Prima di eseguire il calcolo dei flussi termici sul satellite dovuti all'irraggiamento, è possibile effettuare dei controlli di pre-processo: innanzitutto visualizzando l'orientamento e l'orbita del satellite come in figura 5.1.3, determinando se tutte le shells definite precedentemente siano prese in considerazione nel calcolo e nell'analisi verificandone i valori non nulli delle superfici o ad esempio la corretta assegnazione a ciascuna di queste di numeri identificativi dei nodi distinti.

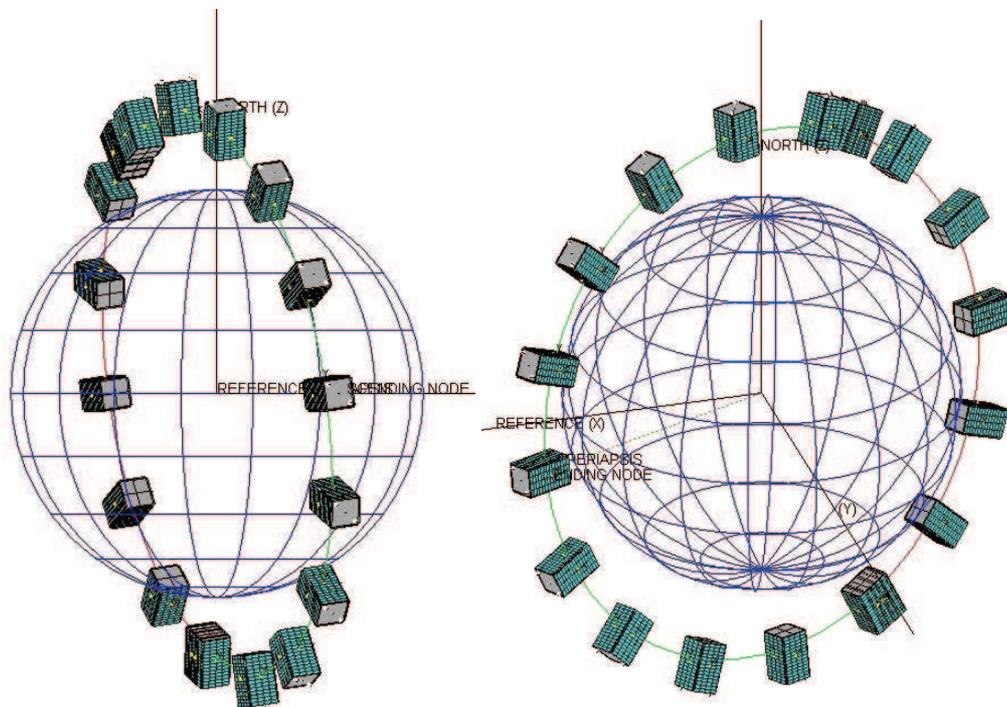


Figura 5.5: Orbita di ALMASat-EO

5.1.4 Calcolo dei fenomeni di Irraggiamento

Il modello dei fenomeni di irraggiamento è pronto per essere sottoposto al calcolo nel Workbench; questo modulo di calcolo permette di ottenere entità numeriche dei seguenti fenomeni legati all’irraggiamento:

Fattori di vista (VFs) Per ogni *i-sima* e *j-sima* faccia del modello viene calcolata la frazione di energia diffusiva della prima direttamente incidente sulla seconda. Questo calcolo è indipendente dalle proprietà termo-ottiche dei materiali.

Fattori di scambio per Irraggiamento (REFs) Definiti come la frazione di energia diffusiva emessa dalla faccia *i-sima* eventualmente assorbita dalla faccia *j-sima*, sia direttamente che a seguito di una multi-riflessione del raggio.

Flussi di calore diretti (HF’s) Vengono inseriti nel calcolo esclusivamente i flussi che sono direttamente incidenti sulle facce del modello, vengono per cui esclusi i raggi riflessi; questo calcolo dipende esclusivamente dalla geometria del satellite e dal suo orientamento nell’orbita rispetto alle fonti d’irraggiamento (Sole, Albedo, emissione propria terrestre).

Flussi di calore assorbiti Il calcolo tiene conto di tutti i fattori appena descritti, per ogni singola faccia del modello, ricavando un bilancio complessivo di tutti i flussi di calore per irraggiamento.

Il calcolo delle coppie di radiazione e dei flussi di calore sfrutta il metodo *MCRT* (*Monte Carlo ray tracing*); questo metodo di calcolo stocastico, permette di stimare i valori di output eseguendo una media statistica dei risultati ottenuti seguendo un numero finito di raggi, a partire dalla fonte dell’irraggiamento, scelti casualmente; questo perché è impossibile, anche per i calcolatori più potenti, seguire in tutto il loro percorso un numero infinito di raggi.

Terminato il calcolo, il Workbench offre varie opzioni di visualizzazioni di post-processo; principalmente possiamo scegliere di visualizzare i seguenti singoli casi di irraggiamento, o un bilancio di questi, lungo tutti gli step predefiniti dell’orbita o ottenendo un valore medio nel periodo orbitale:

- SDF: Flusso solare diretto (incidente)
- SAF: Flusso solare assorbito
- IR_PDF: Flusso dal pianeta diretto (incidente)

- IR_PAF: Flusso dal pianeta assorbito
- ALBEDO_PDF: Flusso dell'Albedo diretto (incidente)
- ALBEDO_PAF: Flusso dell'Albedo assorbito

Nelle immagini successive vengono riportati gli esempi più interessanti di questo calcolo; queste non solo permettono, senza la necessità di esportarli, di valutare numericamente dei flussi di calore derivanti dai fenomeni dell'irraggiamento ma anche di constatare che il comportamento dei flussi assorbiti e la loro distribuzione sul satellite siano coerenti ad esempio con l'orientamento dello stesso nell'orbita.

Un caso esemplificativo di questa verifica può essere fatta sui flussi dell'Albedo assorbiti dal satellite: era plausibile ottenere valori nulli nel periodo di eclisse dell'orbita e valori crescenti dei flussi assorbiti all'avvicinarsi del satellite all'intersezione con il piano equatoriale.

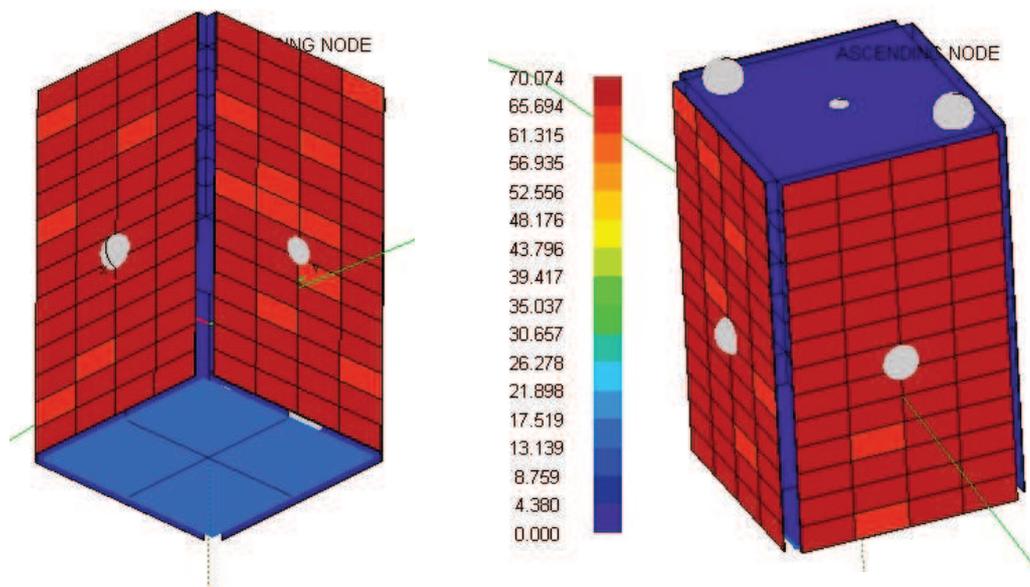


Figura 5.6: Flussi termici dell'emissione propria terrestre

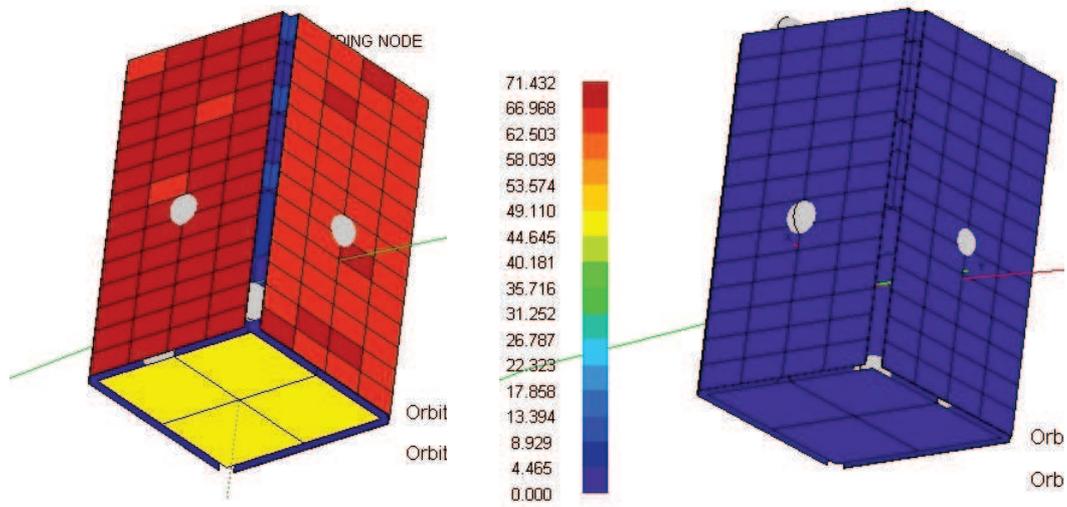


Figura 5.7: Flussi termici dell'Albedo assorbiti, non e in eclisse

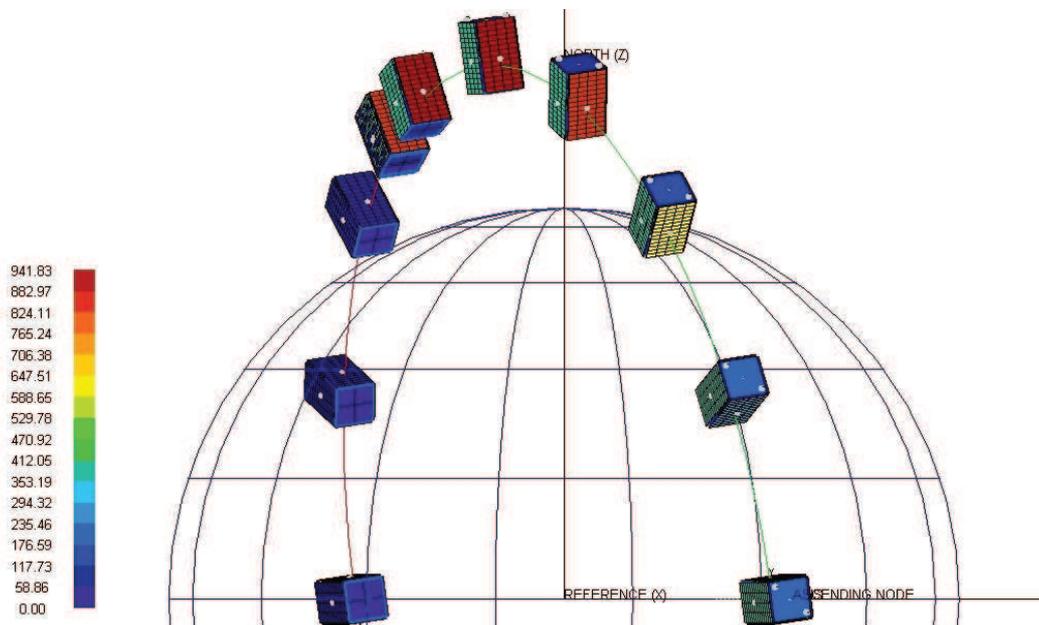


Figura 5.8: Flusso termico solare assorbito dal satellite

5.2 Analisi termica del modello di ALMASat-EO

Lo step finale del processo di un modello con *ESATAN-TMS* consiste nel generare dei risultati di output sotto forma di file di analisi termica. La definizione dell'analisi termica viene effettuata per mezzo di un "Analysis Case"; come passaggio della definizione dell'analysis case, i risultati del radiative case sono selezionati ed associati al file per l'analisi termica.

L'analisi termica del modello viene effettuata per mezzo dei seguenti steps:

- Definizione dell'Analysis Case
- Generazione del Template File
- Generazione dell'Analysis File
- Processo del "Thermal Analyser"

5.2.1 Definizione del Caso di Analisi

Per definire il caso di analisi termica che si desidera implementare è sufficiente selezionare il software di soluzione del problema, nel nostro caso *ESATAN*, creare la directory nella quale verranno salvati il file di analisi e di template, scegliere il radiative case già definito nel paragrafo precedente (Polar), selezionare le eventuali condizioni al contorno del problema.

Per questo specifico caso di analisi sono state definite delle condizioni al contorno riguardanti le temperature iniziali di missione e per la struttura e per i sistemi; per tutte le shells sono state ipotizzate delle temperature di inizio missione di 22°C , ipotetica temperatura al momento del lancio del *VEGA* dalla Guyana Francese. Ulteriori condizioni potevano essere poste ad esempio sulla potenza termica media sprigionata da tutti i sotto-sistemi, considerandoli operativi sin da inizio missione, ottenendo così una sovra-stima dei flussi termici circolanti nel satelliti; essendo molti di questi sotto-sistemi ancora in fase di progettazione si è ritenuto opportuno non introdurre le suddette condizioni, non conoscendo plausibili entità del calore sprigionato dagli stessi.

Sono stati definiti tre differenti casi di analisi per la missione di *ALMASat-EO*, effettuando i calcoli su 10, 100 e 1000 periodi orbitali; questi file di analisi sono stati rispettivamente chiamati *Polar_Result*, *Polar_Result_100* e *Polar_Result_1000*.

5.2.2 Definizione del file di Template

Definire il Template File implica la scelta di una o più tra le routines di calcolo fornite dalle librerie di *ESATAN* nonché il controllo e l'eventuale ridefinizione di alcune costanti.

Nel caso di *ALMASat-EO* sono state scelte due tipologie di soluzione del calcolo: una stazionaria basata condizioni mediate lungo l'orbita e successivamente un'analisi non-stazionaria per un certo numero di orbite (10, 100 o 1000) per ottenere dei risultati che si ripetessero ciclicamente ad ogni nuova orbita; ad esempio i valori di temperatura o dei flussi termici finali di un'orbita sono utilizzati come valori di partenza dell'orbita dell'iterazione successiva.

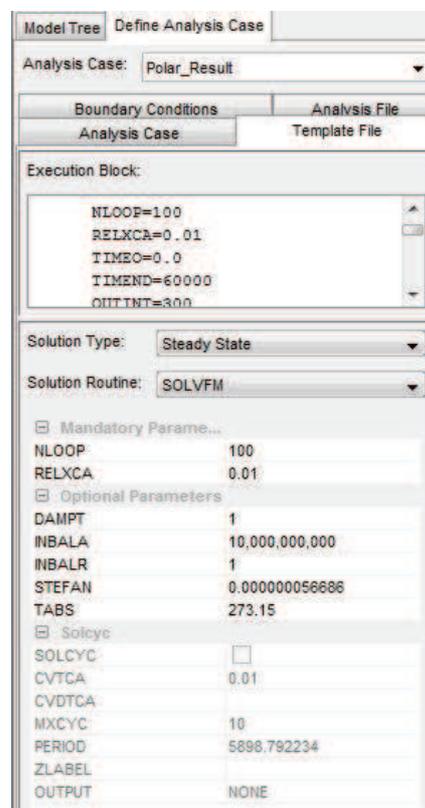


Figura 5.9: Definizione del Template File

La soluzione stazionaria richiede la routine di calcolo *SOLVFM* e il settaggio dei parametri della soluzione si limitano unicamente all'eventuale personalizzazione della costante di *Stefan-Boltzmann* ed all'unità di misura della

temperatura.

Per definire la soluzione non-stazionaria si opta per la routine di calcolo *SLCRNC* ed è necessario il settaggio di ulteriori parametri quali l'*OUTINT*, che permette di determinare il numero di output del calcolo per ogni orbita, il itshape *TIMEND*, che automaticamente coincide con il numero di secondi di un periodo orbitale (circa 6000s) ed è dunque il parametro di fitting per decidere il numero di orbite su cui effettuare il ciclo e *MXCYC*, che definisce il numero massimo di orbite durante le quali il risolutore cerca delle condizioni di output ripetitive per snellire il calcolo.

Con questo tipo di routine è anche possibile definire, effettuando il calcolo su una singola orbita, i valori massimi e minimi dei valori di output (temperatura, flussi termici, etc etc).

5.2.3 Definizione del file di Analisi

Grazie alla definizione dell'Analysis file è possibile generare il vero modello termico del satellite. I dati di output possono essere composti dalle seguenti informazioni, in base alle richieste dello studio effettuato, provenienti dal radiative case precedentemente definito:

- GLs - Valori delle conduttanze lineari
- REFs - Fattori di scambio termico per irraggiamento
- HFs - Flussi di calore
- VF - Fattori di vista

Per lo studio del modello termico di *ALMASat-EO* sono state selezionate tutte le tipologie di informazioni sopra riportate, per creare un modello termico completo del satellite.

È inoltre necessario definire il numero di nodo corrispondente per l'environment (lo spazio profondo) che viene dunque considerato nella simulazione come una shell con caratteristiche simili ad un pozzo di calore, la temperatura dell'environment e il numero del nodo del cosiddetto "*nodo inattivo*", utilizzato per tenere conto della somma di tutti i parametri di output che vengono letteralmente persi nel calcolo a causa delle shells considerate inattive nel modello geometrico.

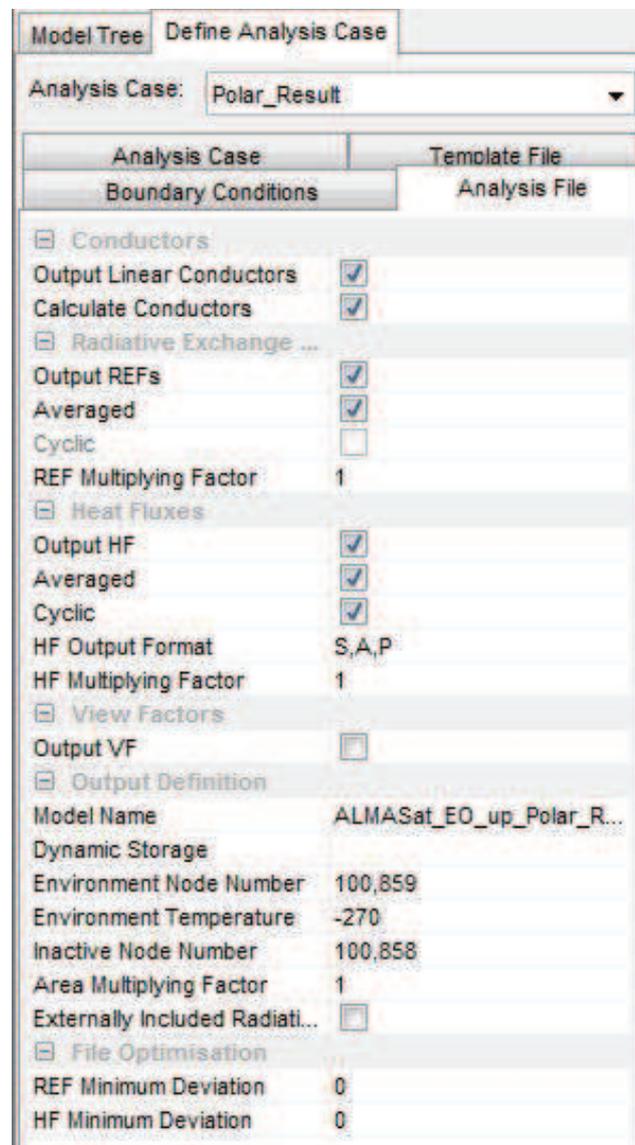


Figura 5.10: Definizione del file di Analisi

5.2.4 Calcolo e visualizzazione di post-processo

Una volta completata la definizione di tutti i file componente dell'analisi termica, ed avendoli generati con gli appositi comandi, è stato semplicemente necessario far eseguire al Thermal il calcolo delle routines prima definite, generando così un modello termico completo, pronto per essere importati per le analisi di pre- e post-processo nel Workbench.

L'aspetto più interessante dell'analisi di post-processo effettuata con il Workbench è la visualizzazione degli andamenti e dei valori delle temperature sul satellite, il dato di output fondamentale di tutto il processo di analisi termica; il post-processo dell'analisi dei fenomeni dell'Irraggiamento infatti, aveva fornito informazioni unicamente sui flussi termici provenienti dalle diverse fonti di Irraggiamento, assorbiti dalle shells del modello.

La serie successiva di immagini, mostra alcune delle possibili visualizzazioni dei risultati di post-processo nel Workbench. Le immagini raccolte nelle 5.11 e 5.12 mostrano l'andamento delle temperature lungo una singola orbita da quattro differenti punti di osservazione, distanziate l'una dall'altra da angoli di 90° , a partire dalla direzione della congiungente Sole-Terra.

Le immagini 5.13 e 5.14 mostrano invece le temperature medie del satellite non per una singola orbita ma per tutto il ciclo di iterazione del calcolo (precisamente si riferiscono alla soluzione per 10 orbite).

L'analisi di post-processo del Workbench non è però sufficiente per conoscere risultati quantitativi dell'analisi termica, compito svolto dal *ThermalNV* (capitolo 6); eppure l'analisi qualitativa restituita permette innanzitutto di constatare la compatibilità dei risultati con i casi reali studiati e precedenti simulazioni, riscontrare eventuali errori nella definizione geometrica del modello o nella definizione del caso di analisi, conoscere il range di valori che verranno osservati successivamente nell'analisi e visualizzazione dei risultati.

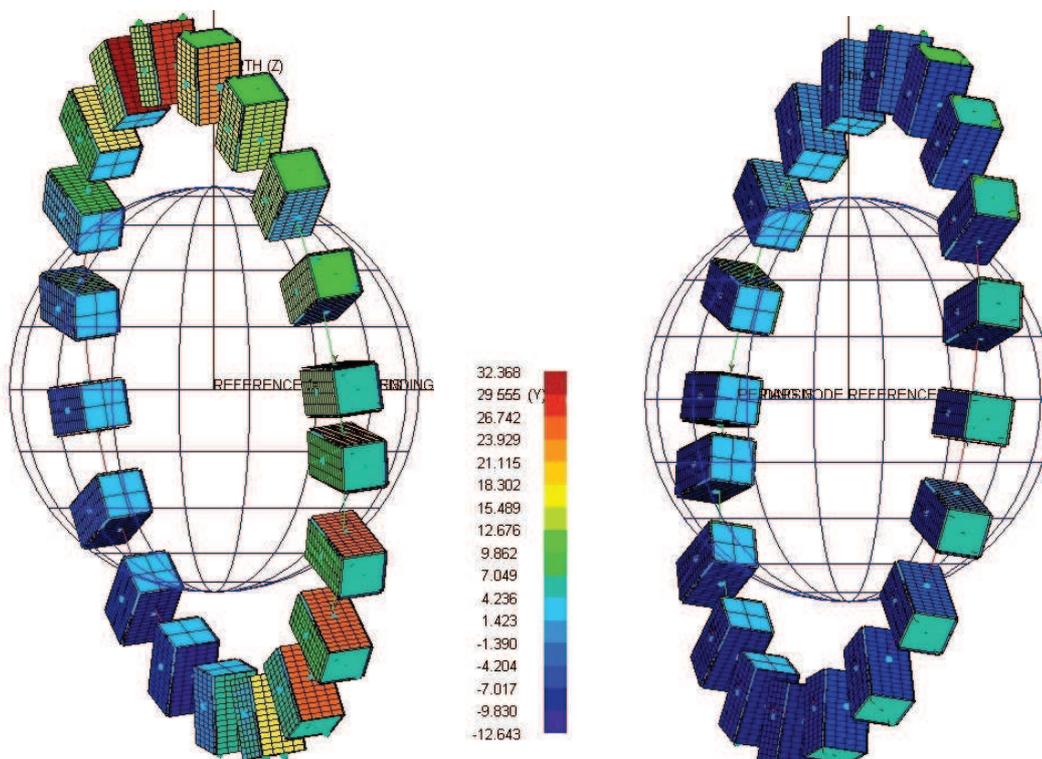


Figura 5.11: Orbita di ALMASat-EO: vista dal sole e in direzione del sole

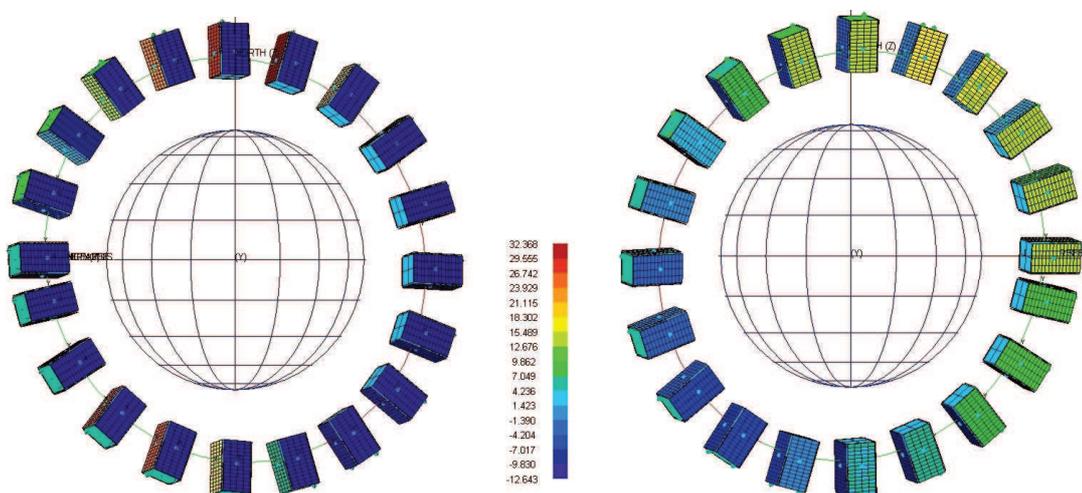


Figura 5.12: Orbita di ALMASat-EO: vista pannello solare in ombra e pannello solare sempre esposto all'Irraggiamento

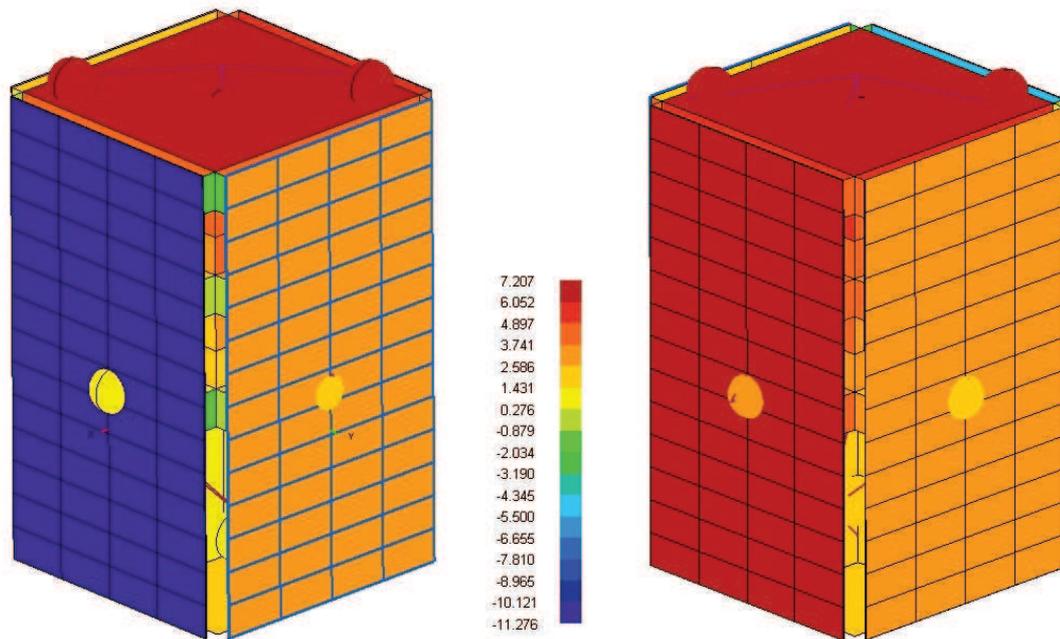


Figura 5.13: Temperature medie sull'orbita di ALMASat-EO (pannelli solari)

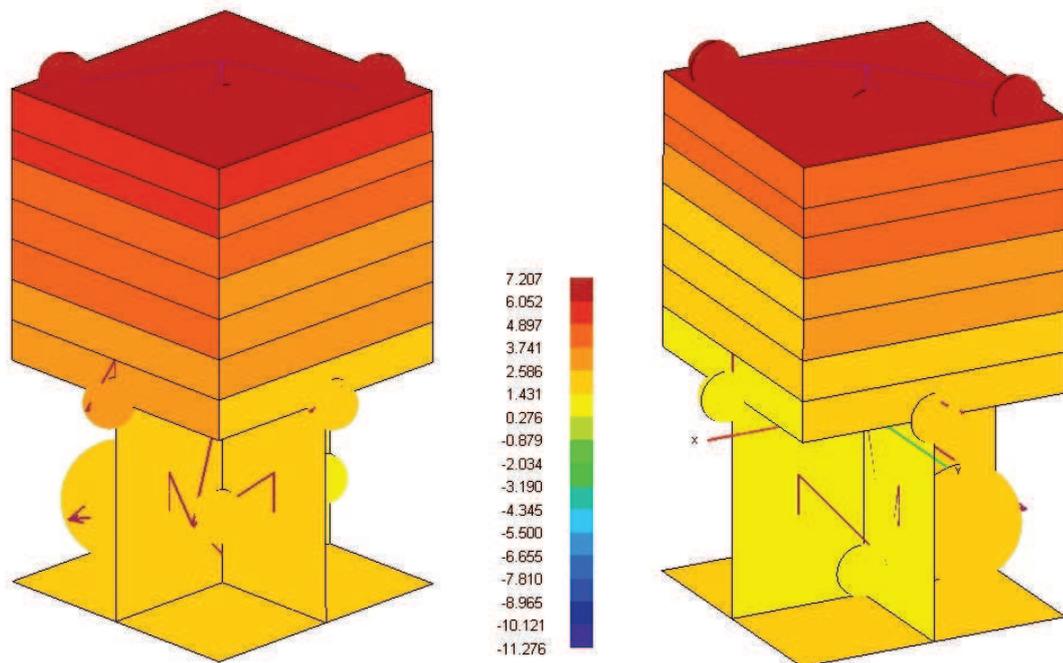


Figura 5.14: Temperature medie sull'orbita di ALMASat-EO (struttura interna)

5.3 Problematiche riscontrate nel processo di analisi termica

I problemi affrontati in questa fase della definizione del modello termico sono stati essenzialmente di triplice natura: impossibilità di eseguire il calcolo in fase di definizione del file di analisi, errata visualizzazione del modello termico nell'analisi di post-processo, risultati numerici qualitativi delle temperature non coerenti con i valori attesi.

5.3.1 Crash delle routines del file di Analisi

Durante l'esecuzione del calcolo da parte delle routines selezionate nella fase di definizione del file di Analisi, il command window del Workbench restituiva, per i primi tentativi di soluzione effettuati, messaggi di errore e dichiarazioni di status di failure del calcolo. Procedendo per tentativi, partendo dalla definizione del modello termico fino a tornare al modello geometrico, è stato individuato l'elemento scatenante: l'errata definizione delle interfacce di conduzione.

Si è potuto notare infatti che, làdove fossero state generate manualmente delle interfacce di connessione non individuate in fase di generazione automatica delle stesse, le routines non sono in grado infatti di tenere conto di interfacce che non sono comprensibili per il Workbench. Questo è riconducibile alle problematiche e alle soluzioni descritte al paragrafo 4.5.

5.3.2 Shells inattive nel post-processo

Terminato il calcolo delle routines, in fase di visualizzazione di post-processo, molte delle shells del satellite non restituivano valori di output della temperatura o dei flussi termici che le interessavano; una conferma del problema era osservabile per mezzo degli strument di pre-processo, infatti era possibile osservare che tutte le shells interessate da questo problema erano caratterizzate da superficie nulla.

In questo caso la responsabilità del problema è stata riconosciuta in delle errate definizioni delle proprietà termo-ottiche assegnate alle shells, non definizione del numero dei nodi delle stesse e, anche in questo caso, all'errata definizione delle interfacce di connessione.

5.3.3 Valori qualitativi delle temperature non attendibili

Principalmente sono state affrontate due casistiche di andamenti delle temperature errate: nel primo caso si erano riscontrate temperature che, a partire da valori vicini a $0^{\circ}C$, salivano inesorabilmente con un gradiente costante per tutti i time step della simulazione, mentre in un secondo caso le temperature seguivano un andamento plausibile per l'orbita del satellite ma con valori di temperature massime e minime sempre al di sotto dello 0 di valori non inferiori a $20^{\circ}C$, o sempre al di sopra dello 0.

Il problema nasceva nelle fasi di definizione dell'Environment e dell'Analysis case; infatti, sottolineando nuovamente la non intuitività della suite, non era chiara l'unità di misura della temperatura (K o $^{\circ}C$) da specificare in queste differenti fasi. Tutte le proprietà termiche dei materiali dovevano essere introdotte utilizzando i gradi K ; per poter ottenere risultati in $^{\circ}C$ è stato necessario impostare la temperatura di riferimento in K ($273.15K$), la temperatura dell'environment nell'Analysis Case in $^{\circ}C$ ($-270^{\circ}C$), ed impostare le temperature di riferimento del Radiative Case in gradi K .

Conoscere la maggior parte di questi settaggi era impossibile utilizzando semplicemente la guida della suite o interpretando il command window del Workbench; per risolvere questo problema è stato necessario contattare via mail dei consulenti della *ITP Engines UK* sottoponendolo alla loro analisi.

5.4 Analysis Case di ALMASat-1

Per scrupolo di analisi e per poter avere un'ulteriore fonte di riscontro sulla veridicità dei risultati finora ottenuti, è stato generato un Radiative Case per l'orbita di *ALMSat-1*; il modello geometrico utilizzato per questa analisi è quello di *ALMSat-EO* in quanto è stato ritenuto necessario definire un nuovo modello vista la somiglianza nella modularità della struttura e dei materiali utilizzati.

Gli andamenti delle temperature nel periodo orbitale (figura 5.15 e le temperature medie di un'orbita (figura 5.4) rispecchiano i valori e i risultati ottenuti in elaborati precedenti a questo, implementando modelli termici in MATLAB; c'è pieno accordo tra i risultati delle due orbite in quanto, essendo l'orbita di *ALMASat-1* esposta più a lungo alla radiazione solare e avendo il satellite stesso un diverso assetto, era logico ottenere dei valori medi e puntuali di temperatura più alti.

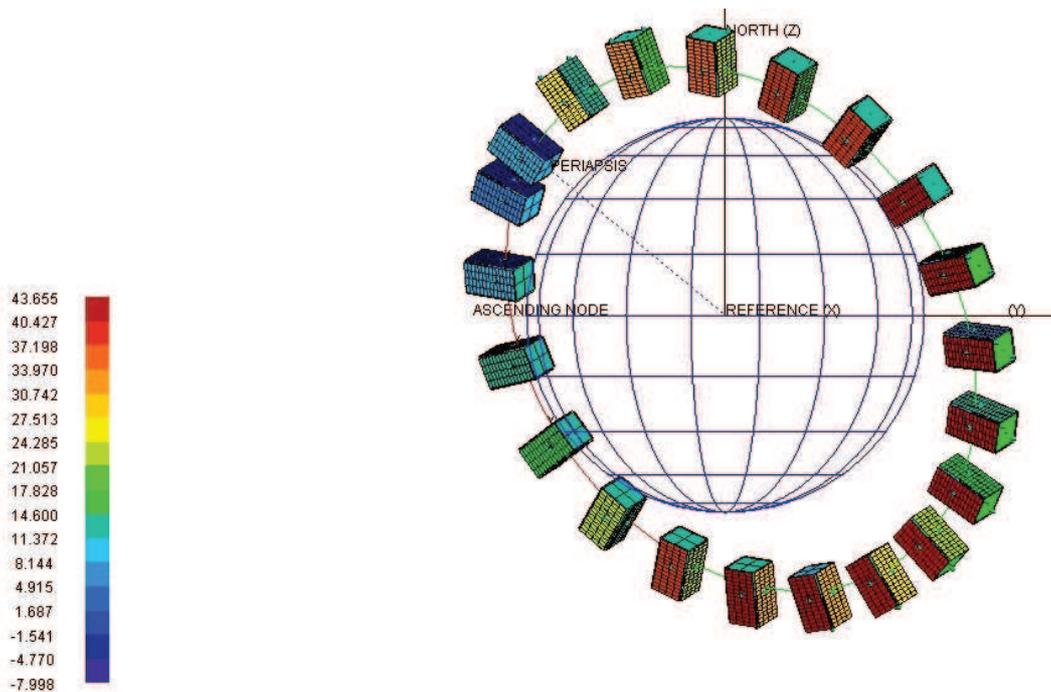


Figura 5.15: Andamento delle temperature nell'orbita di ALMASat-1

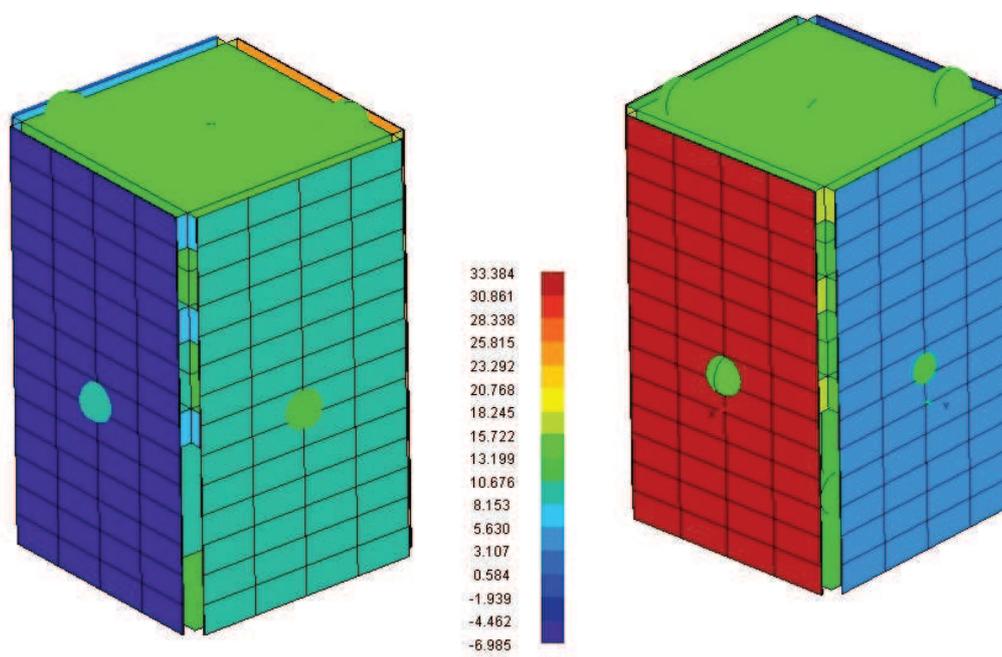


Figura 5.16: Temperature medie sull'orbita di ALMASat-1

CAPITOLO 6

Analisi dei risultati

Avendo a disposizione il file di Analisi termica completo dell'orbita di *ALMSat-EO*, è possibile inserire leggere questi risultati, per mezzo del *ThermalNV*, importando il file TMD associato.

La schermata iniziale del *ThermalNV* mostra uno spazio bi-dimensionale all'interno del quale è possibile inserire i nodi dei quali si vogliono analizzare gli andamenti delle temperature ed i loro valori massimi e minimi o le loro caratteristiche termiche; importando il file TMD vengono mostrati tutti i nodi delle shells generate precedentemente nel file geometrico con associati i labels assegnati, potendo così distinguere il singolo nodo non in base al proprio numero ma direttamente selezionando la parte di struttura o sotto-sistema che si vuole studiare.

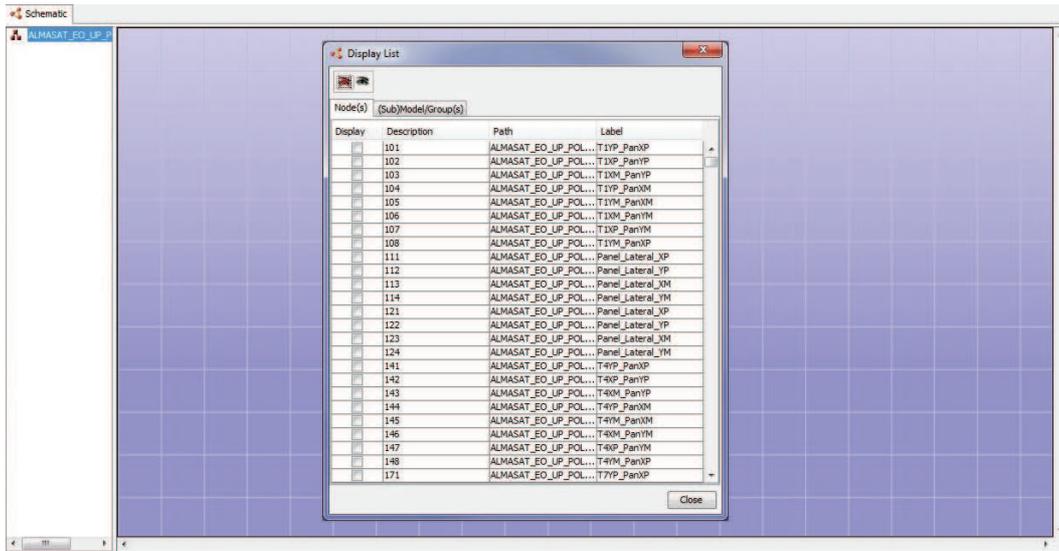


Figura 6.1: ThermNV e lista dei nodi

6.1 Griglia di visualizzazione dei nodi

Per poter osservare correttamente, oltre ai valori delle temperature, i flussi termici che intercorrono tra le varie shells della struttura è stato necessario ordinare i nodi della struttura in modo da simulare nel modo più coerente possibile il percorso che questi flussi intraprendono, a partire dall'Environment, in tutte le partiche compongono il satellite.

Per mettere in atto questa ipotetica griglia nodale, tutti i nodi sono stati raggruppati in gruppi, creando dunque delle sotto-strutture nodali che raggruppassero tutte le shells appartenenti alla stessa parte e sotto-struttura del satellite. I gruppi definiti con questo criterio sono i seguenti:

Pannelli Solari

- Pannello_ombre
- Pannello_tramonto
- Pannello_antitramonto
- Pannello_sole

Pannelli Lateral

- PanLat_ombra
- PanLat_tramonto
- PanLat_antitramonto
- PanLat_sole

Collegamenti dei Pannelli alla Struttura

- Conn.T1
- Conn.T4
- Conn.T7

Trays e Payload Bay

- Payload_STR
- Tray_1
- Tray_2
- Tray_3
- Tray_4
- Tray_5
- Tray_6
- Tray_7
- Panel_Top

Sistemi

- Payload_instr
- Microprop
- Mag_Coils
- Wheels

- Power
- OBDH
- AODOCS
- Sun_Sens
- UHF

Questa soluzione è stata assolutamente necessaria per shells critiche dal punto di vista nodale come i pannelli laterali o i Trays, le sotto-strutture del satellite composte da più shells (i pannelli solari sono definiti da 56 differenti nodi in seguito al processo di meshing per riprodurre le singole celle solari).

La struttura della griglia di organizzazione dei nodi, mostrata in figura 6.2, segue questo percorso fondamentale dei flussi termici: Environment→Pannelli Solari→Pannelli Laterali→Collegamenti Pannelli-Struttura→Trays e Payload Bay→Sistemi.

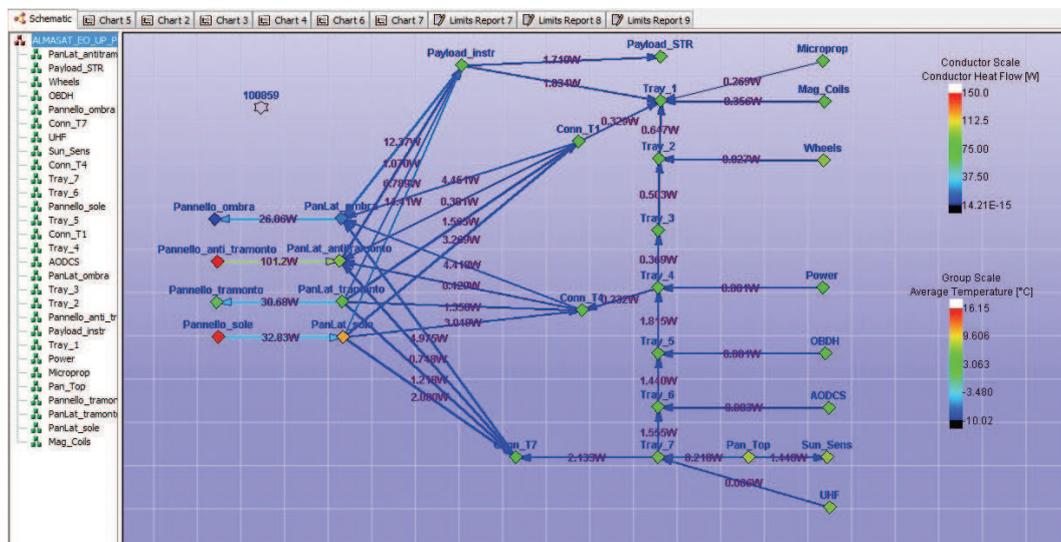


Figura 6.2: Griglia nodale di ALMASat-EO

Nella griglia è possibile osservare i flussi di calore che intercorrono tra i gruppi, identificati da frecce orientate in funzione della direzione del flusso (tra uno step e l'altro del calcolo gli orientamenti possono variare verso, oltre che in modulo) e gradazione di colore in funzione del modulo; anche i gruppi

sono caratterizzati da gradazioni di calore in funzione della temperatura. Poiché i gruppi contengono shells differenti, identificate da singoli nodi e da caratteristici valori della temperatura e dei flussi di calore associati, i valori visualizzati sono tutti mediati sui valori dei nodi che li compongono.

6.2 Interpolazione dei valori di temperatura e range delle temperature operative

Per ogni gruppo di nodi sono state realizzate delle interpolazioni dei valori medi di temperatura per osservarne l'andamento lungo l'orbita; per esportare questi risultati, a partire dai gruppi della griglia nodale, è sufficiente eseguire il comando “*create new chart*”. Nonostante questi valori siano mediati tra tutte le shells che compongono il gruppo, eventuali criticità verrebbero comunque evidenziate dalle interpolazioni in quanto, a causa della filosofia di progettazione della struttura e per l'affinità dei materiali e delle proprietà termo-ottiche delle shells di uno stesso gruppo, i nodi appartenenti ad uno stesso gruppo sono caratterizzati da simili comportamenti.

L'unica eccezione può essere definita per i collegamenti tra i pannelli laterali e la struttura, in quanto le 8 flange di collegamento di uno stesso gruppo non sono in mutuo contatto e sono collocate a coppie sui 4 vertici della struttura dei Trays; dunque i range delle temperature che caratterizzano questi particolari gruppi dovrebbero essere più ampi rispetto ai restanti gruppi.

Gli andamenti delle temperature dei gruppi vengono riportate nelle tavole successive. Per ogni gruppo nodale, le interpolazioni si riferiscono rispettivamente ai file di Analisi termica per 10 e 100 orbite.

Tra i risultati riportati nelle immagini, non sono presenti gli andamenti delle temperature relative all'analisi termica iterata per 1000 orbite (riportiamo solo l'immagine 6.9 per visualizzare l'errore in fase di calcolo). Non è stato ritenuto opportuno inserire questi risultati in quanto, per ogni tentativo di calcolo eseguito dalla *WORKSTATION*, la visualizzazione dei dati in *ThermNV* risultava incompleta o meglio non continua per tutto l'intervallo di iterazione, come è possibile vedere dall'immagine seguente. Questo problema deriva dalle difficoltà del calcolatore nell'esecuzione dei calcoli; la *WORKSTATION* è infatti una macchina multi-utente la quale spesso viene utilizzata come risorsa di calcolo aggiuntiva dagli altri calcolatori in *ALMASpace*. L'impossibilità di sfruttare al massimo le prestazioni del calcolatore hanno causato questo disturbo di visualizzazione.

Nonostante ciò, è comunque possibile osservare che i valori medi delle temperature (valori medi tra i picchi massimi e minimi delle oscillazioni) oscillano attorno ad un determinato valore, diverso per ogni gruppo, nell'ordine di $0.5^{\circ}C$; dunque non notiamo comportamenti anomali anche per lunghi periodi di regime.

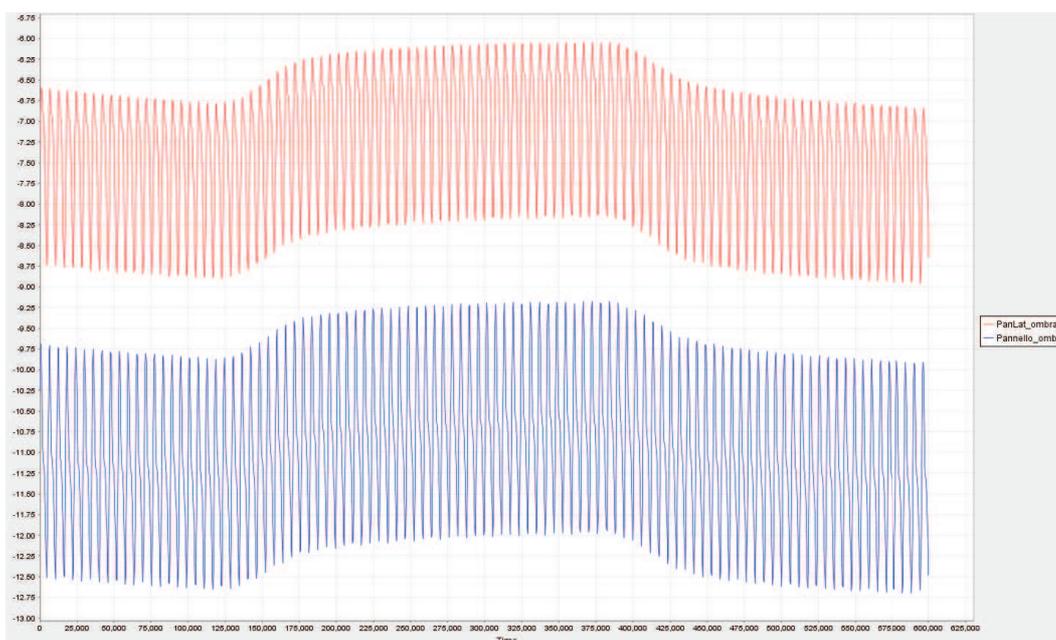
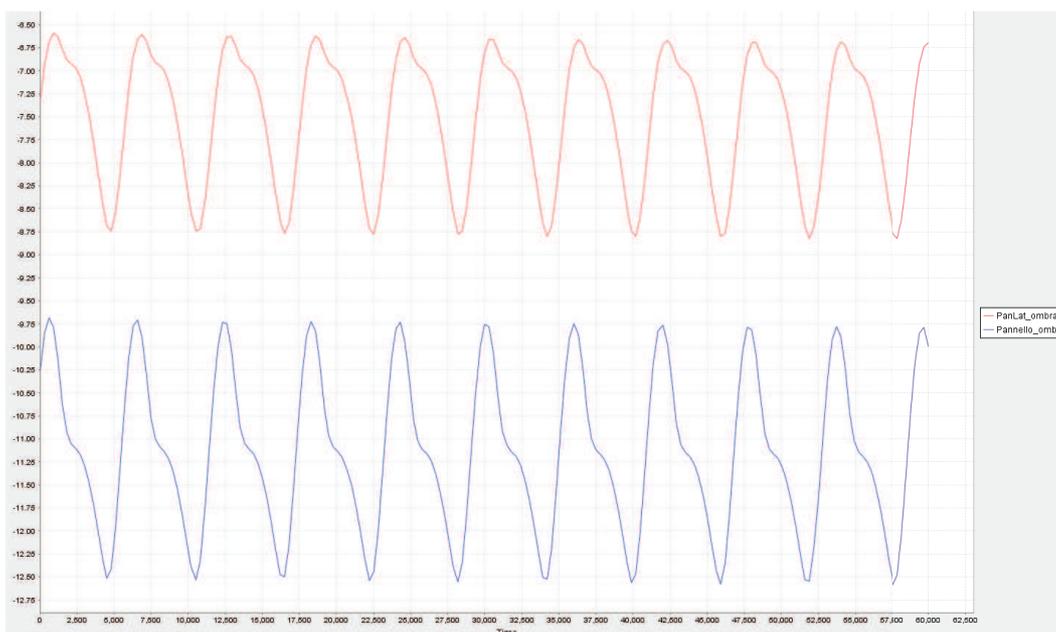


Figura 6.3: Temperature pannello solare e laterale in ombra

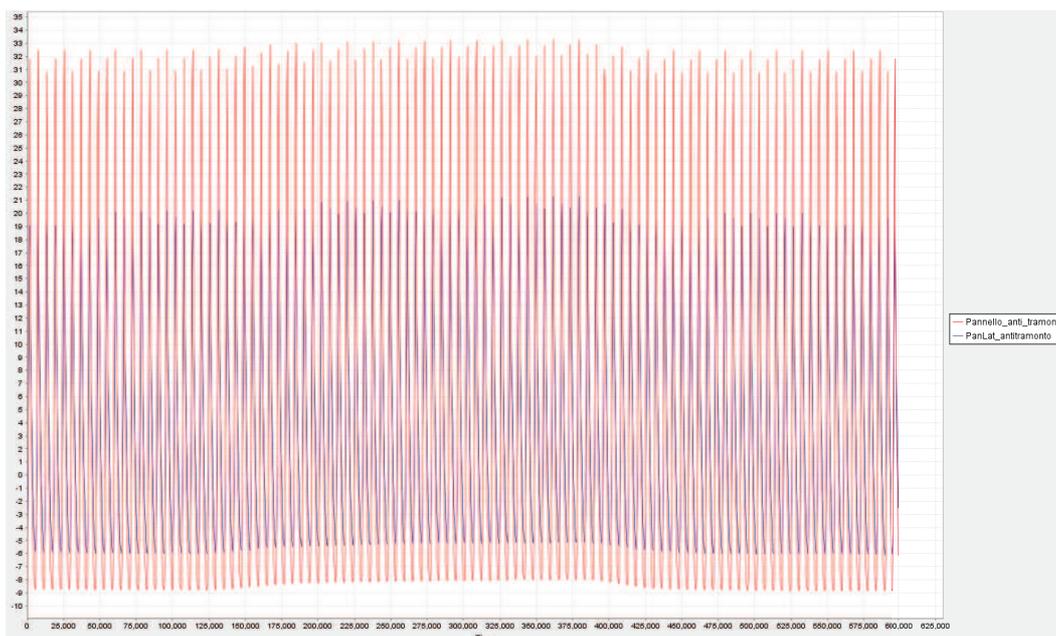
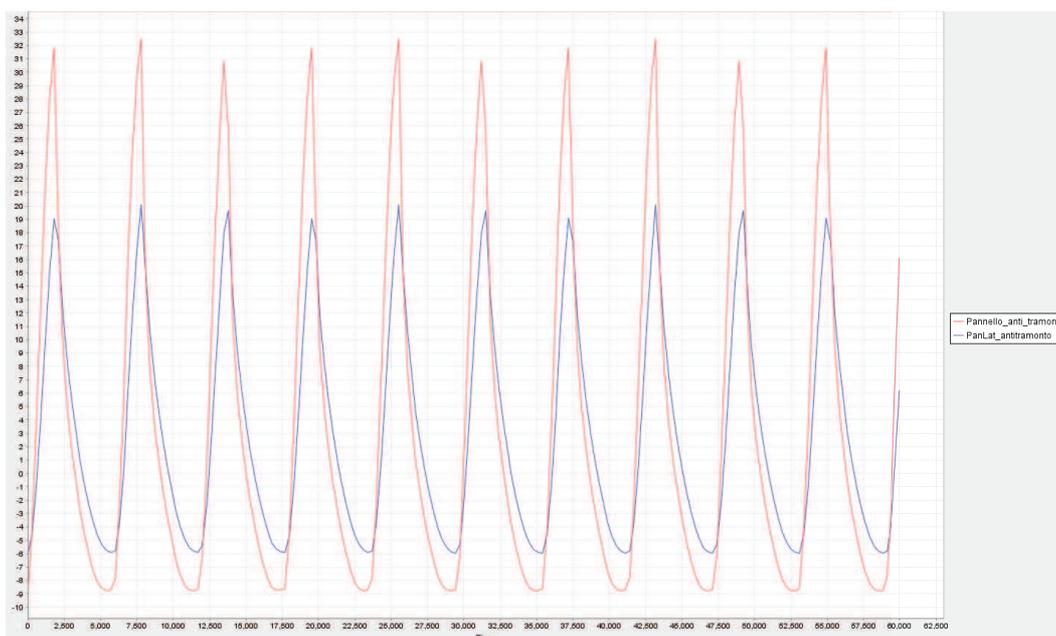


Figura 6.4: Temperature pannello solare e laterale anti-tramonto

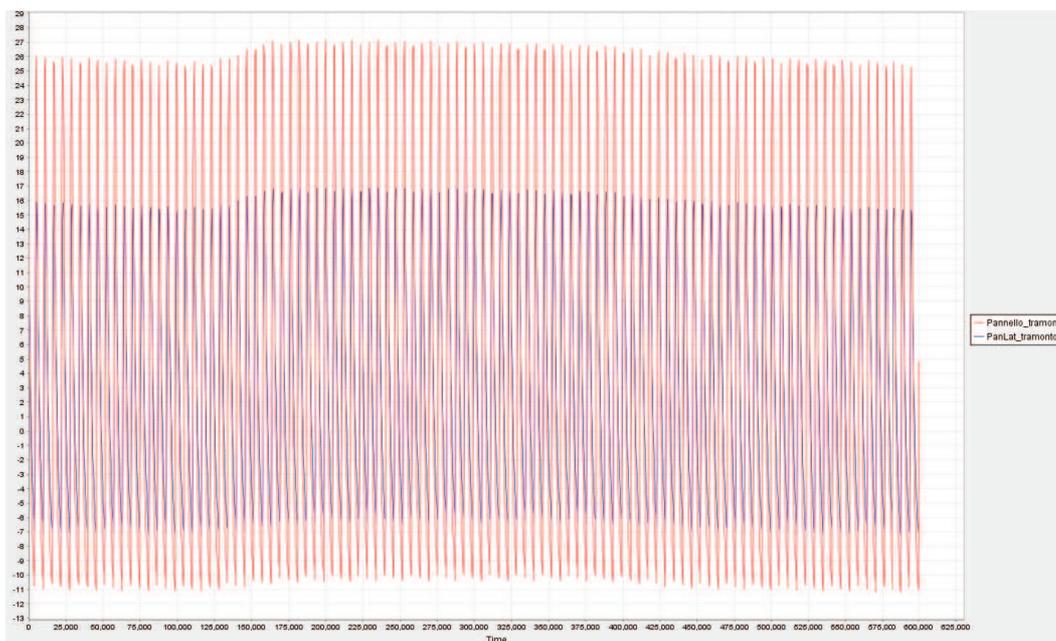
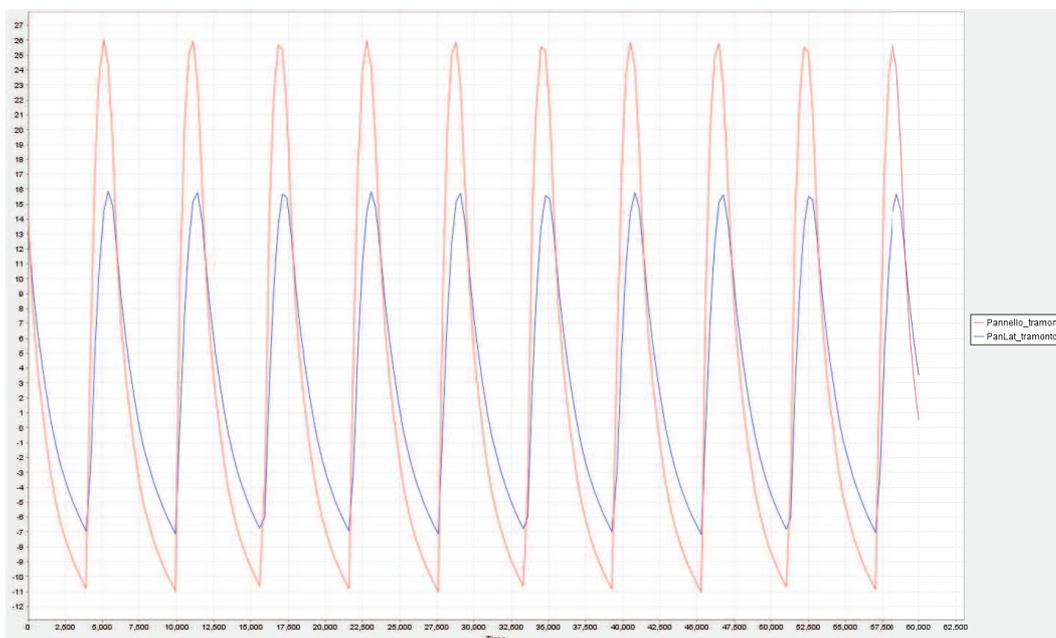


Figura 6.5: Temperature pannello solare e laterale tramonto

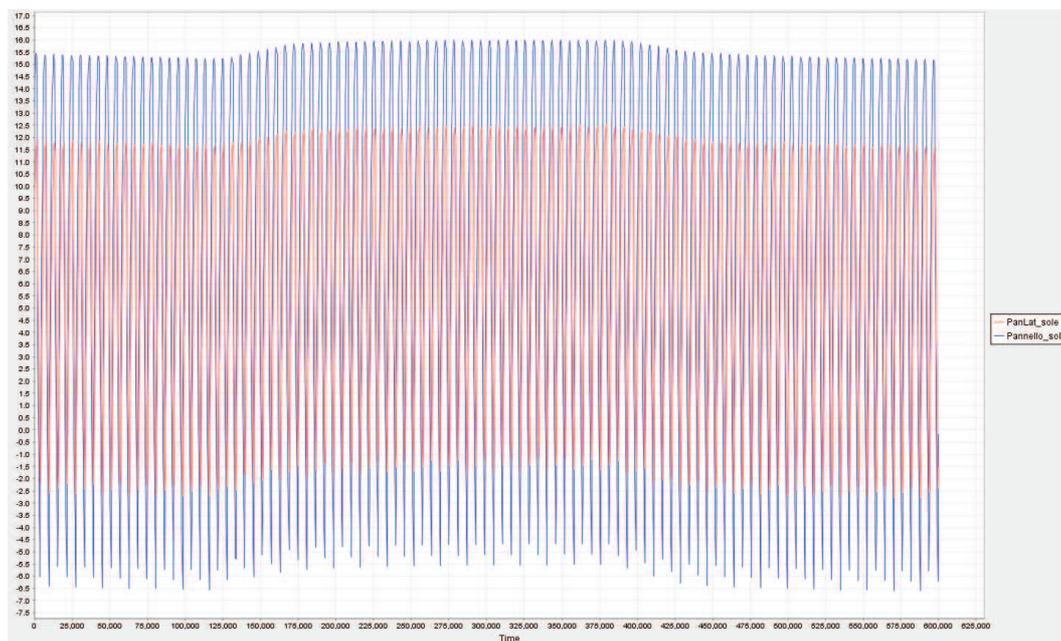
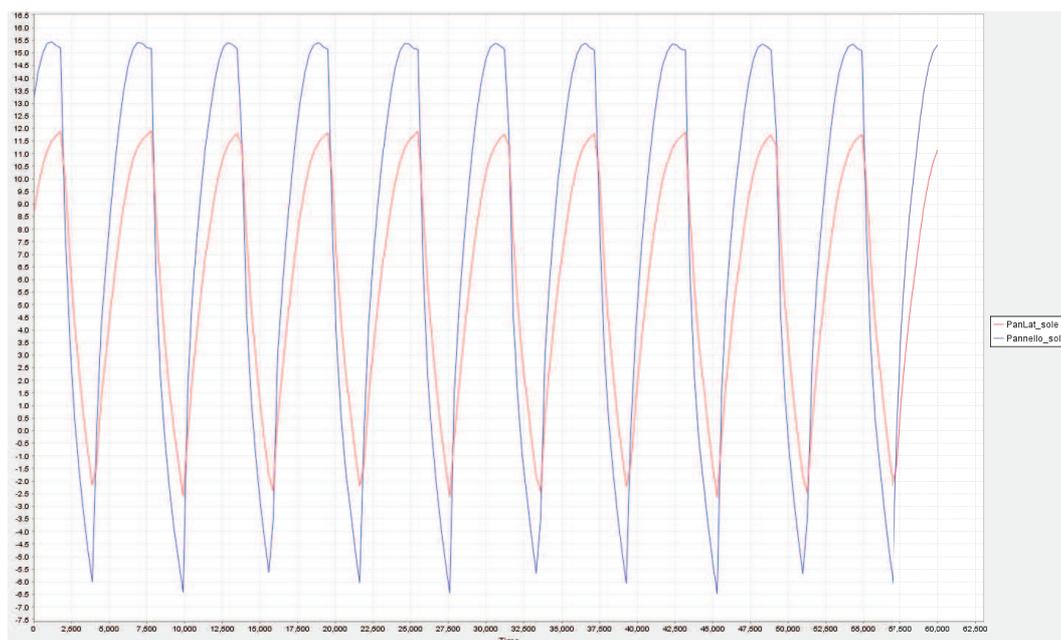


Figura 6.6: Temperature pannello solare e laterale al sole

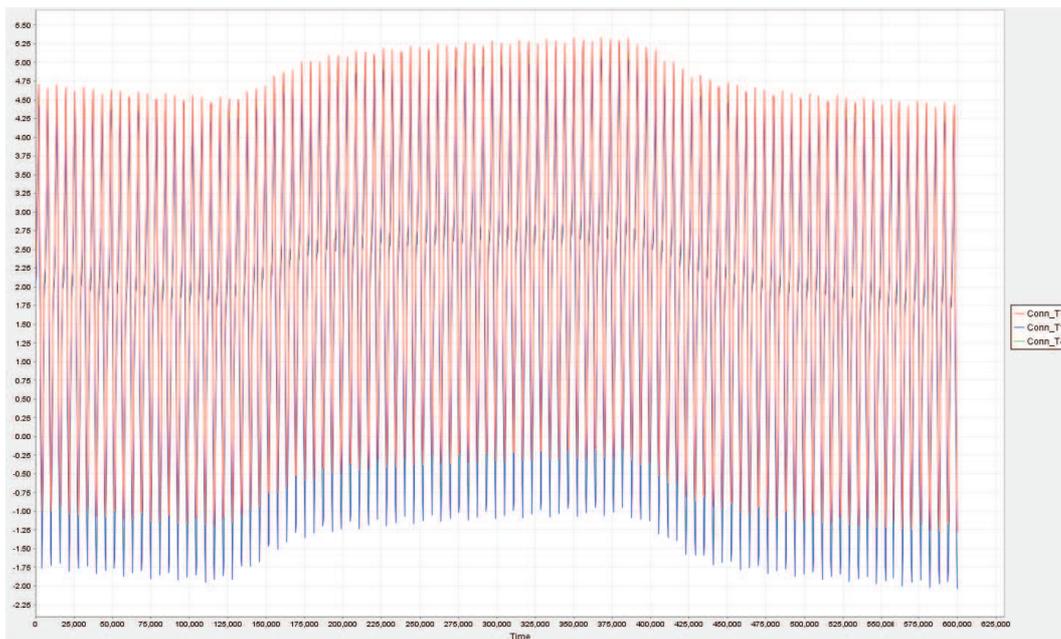
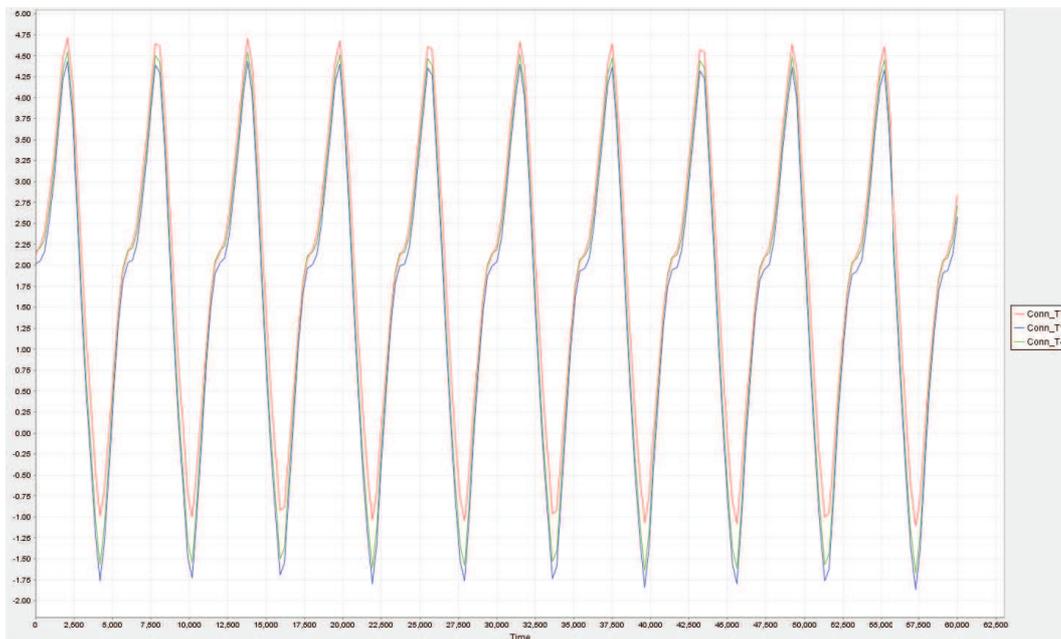


Figura 6.7: Temperature dei collegamenti

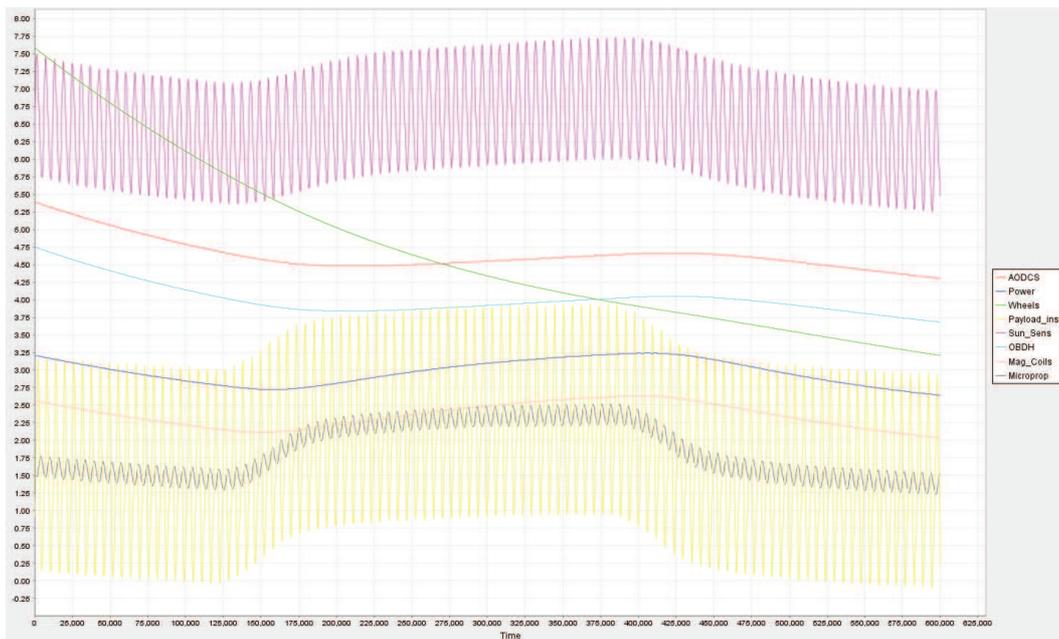
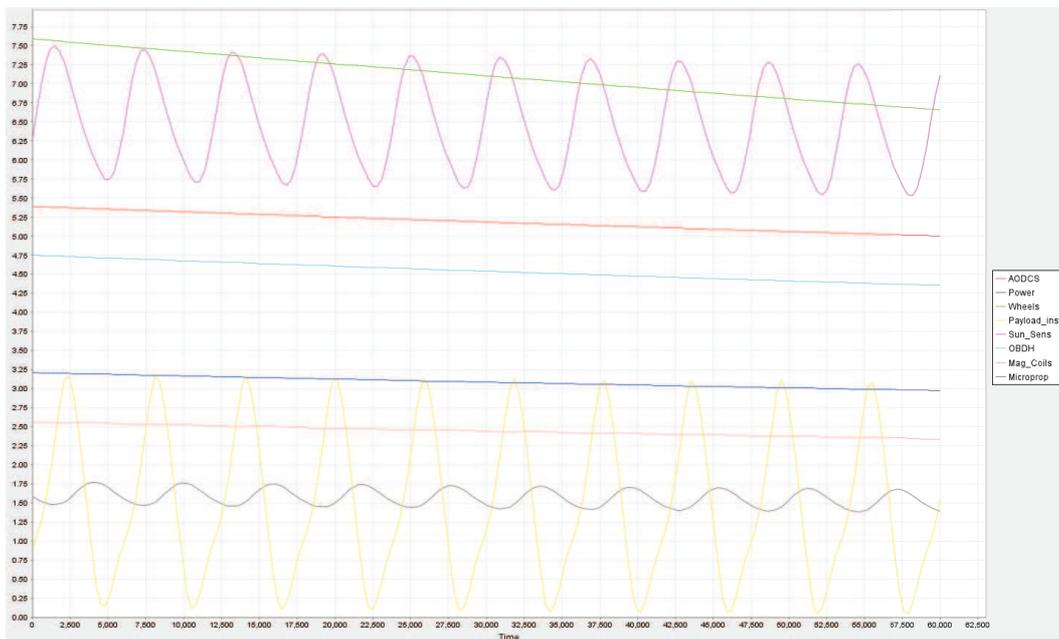


Figura 6.8: Temperature dei sistemi



Figura 6.9: Errore nella visualizzazione dell'andamento delle temperature, collegamento Tray 1-Pannllo Laterale

Il risultato più interessante può essere visualizzato per mezzo del comando "limits"; questa opzione permette di definire le temperature minime e massime operative delle shells analizzate. Una volta definiti questi range di temperature, il *ThermalNV* automaticamente li confronta con i valori delle temperature che le shells incontrano nei periodi orbitali dell'analisi. La finestra a barre orizzontali mostrata nelle figure 6.10 e 6.11 permette di visualizzare questo confronto tra range e limiti per le temperature.

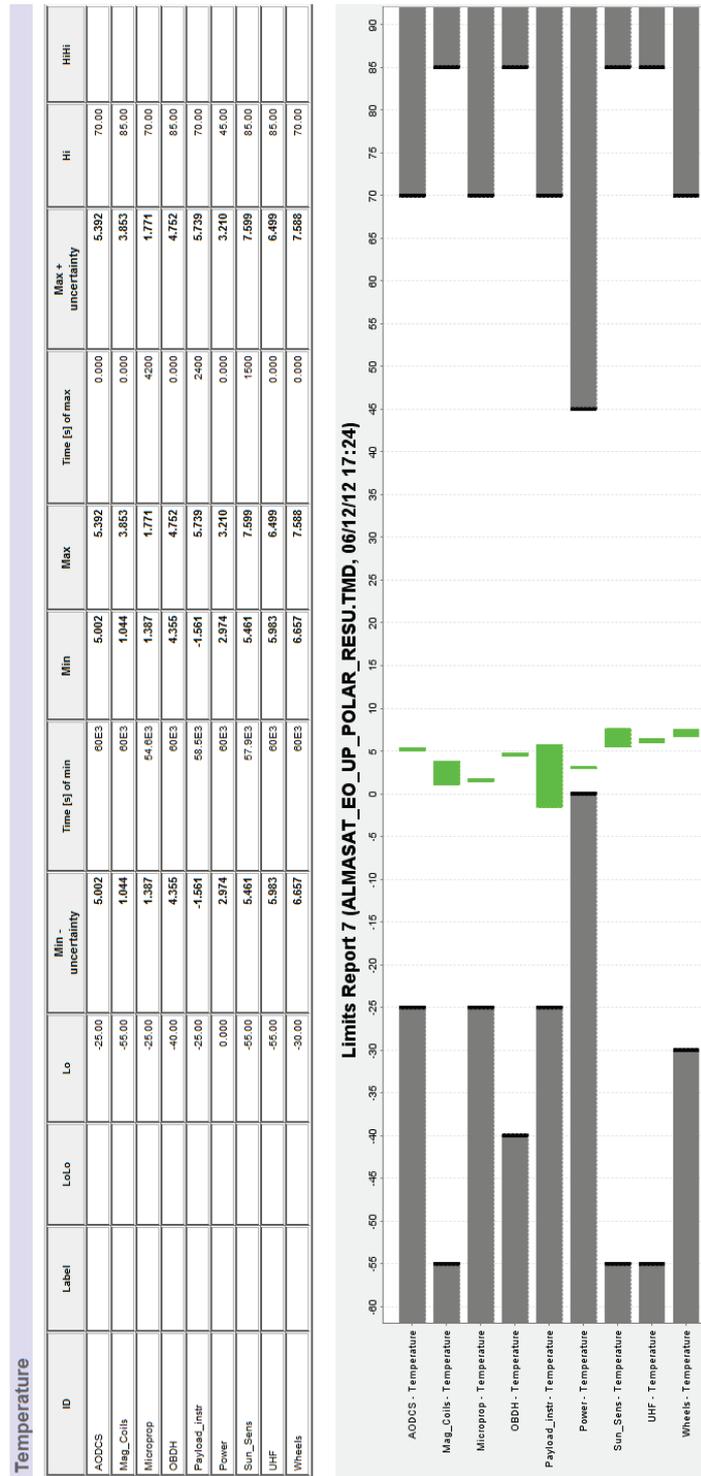


Figura 6.10: Limiti delle temperature operative dei sistemi (10 orbite)

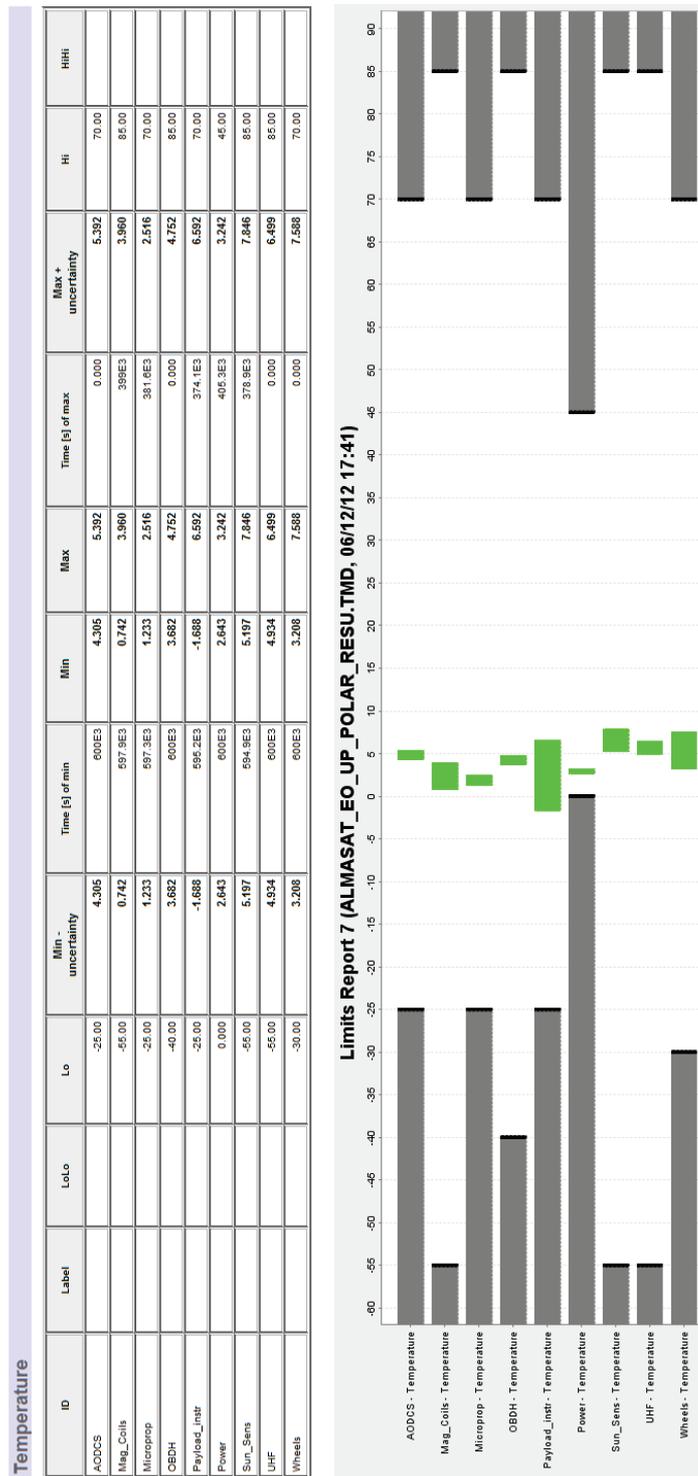


Figura 6.11: Limiti delle temperature operative dei sistemi (100 orbite)

CAPITOLO 7

Conclusioni

I risultati degli studi sui modelli geometrico e termico del satellite *ALMASat-EO*, sviluppati per mezzo della suite *ESATAN-TMS*, possono ritenersi conformi alle aspettative sul comportamento del satellite in orbita; dunque il feedback fornito dai dati di output è positivo nonostante le difficoltà riscontrate nei vari step di design e definizione del modello termico per mezzo della suite.

L'analisi effettuata ha innanzitutto dimostrato come il modello geometrico, sottoposto a sollecitazioni di fonti di Irraggiamento in ambiente extra-atmosferico, abbia dato risposte coerenti in termini di flussi di calore assorbiti lungo l'orbita.

Ancor più importante è il risultato visualizzato per mezzo del *ThermNV*, in quanto i valori delle temperature e gli andamenti delle stesse per ogni componente del modello (osservazione valida principalmente per i sotto-sistemi) rispecchiano i comportamenti termici attesi per un satellite in orbita bassa; inoltre, dai range delle temperature che caratterizzano la vita operativa in orbita del modello, si evince che l'attuale progettazione del satellite *ALMASat-EO* in termini di materiali utilizzati, organizzazione e distribuzione dei sistemi nella struttura, a meno di errori non emersi in fase di design del modello, sia corretta e non necessiti, allo stato dell'arte attuale, di modifiche.

7.1 Sviluppo del modello termico in ESATAN

Il modello numerico di *ALMASat-EO* richiede modifiche ed upgrade per diversi aspetti, essendo stata l'estrema semplicità dello stesso la filosofia di design di questo primo modello realizzato nell'ambiente *ESATAN-TMS*.

Il modello geometrico realizzato nel Workbench può essere costruito con shells che rispecchino fedelmente le strutture con le quali il satellite è stato progettato. Questo processo di upgrade interessa innanzitutto le strutture (Trays, Payload Bay, Collegamenti, Pannelli Laterali) al fine di ottenere flussi termici di conduzione fedeli al caso reale di percorrenza dell'orbita del satellite, e può essere applicato anche ai sistemi, ricreando modelli 3D fedeli ai componenti dei sotto-sistemi, definiti in questo elaborato come nodi non-geometrici. Un'altra via per ottenere elevata fedeltà del modello geometrico con l'architettura del satellite, è quella di utilizzare il *CADbench*, software della suite che permette di realizzare un disegno CAD del modello o di importare modelli CAD già definiti per mezzo di altri softwares, quali *SOLIDWORKS*. Questa risorsa non è stata utilizzata in questa prima fase di progettazione per problemi di non compatibilità del software e dei modelli di *ALMASat-EO* pre-esistenti.

Oltre alla definizione più dettagliata della geometria, è necessario ottenere informazioni specifiche riguardanti le proprietà meccaniche e termo-ottiche proprie dei materiali di costruzione del satellite; infatti i database *ESA* e non che forniscono queste proprietà spesso non dispongono di valori specifici per certe tipologie di materiali e dunque è necessario ricorrere all'uso di proprietà mediate o approssimative.

Poiché la fase di analisi termica vera e propria, caratterizzata dalla definizione del radiative case e del file di analisi termica, una volta definita l'orbita di missione, le routines e i parametri dei quali si desidera ottenere risultati di output, è pressoché standardizzata, gli unici parametri sui quali è possibile agire per ottenere dati di output più precisi sono le condizioni al contorno. Oltre alle temperature iniziali dei sottosistemi e della struttura non sono stati di fatto definite altre condizioni, mentre un modello termico dettagliato dovrebbe tenere conto del calore prodotto dai sistemi di bordo, calore dunque non proveniente da flussi esterni al satellite ma prodotti dal satellite stesso.

Bibliografia

LIBRI DI TESTO

- [1] Wertz J.R., *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer, 1978
- [2] Yunus A. Çengel, *Termodinamica e trasmissione del calore*, McGraw-Hill Libri Italia srl, 1998

DISPENSE

- [3] E. Zandegiacomo, *Appunti di trasmissione del calore*, Università di Trieste, 2009

TESI

- [4] A. Palli, *Analisi termica del microsatellite ALMASat*, Università di Bologna, 2005
- [5] A. Corbelli, *Progetto preliminare di una ruota di momento/reazione per una missione per l'osservazione della terra*, Università di Bologna, A.A. 2007/2008
- [6] M. Taronna, *Progetto preliminare e test dell'elettronica di controllo per ruote di momento/reazione per la missione ALMASat-EO*, Università di Bologna, A.A. 2010/2011

SITI INTERNET

- [7] *<http://www.matweb.com/>*
- [8] *http://esmat.esa.int/Services/Preferred_Lists/preferred_lists.html*
- [9] *<http://www.azom.com/>*

MANUALI E DOCUMENTAZIONE TECNICA

- [10] ALMASpace S.r.l., *ALMASat-1 Design Report*, 2011
- [11] ALMASpace S.r.l., *ALMASat-EO Review*, 2011
- [12] ALMASpace S.r.l., *Scenarios description for VERTA-1 preliminary payloads dispersion simulations*, 2011
- [13] ALMASpace S.r.l., *ALMASat-EO Data*, 2012