

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI TRIESTE

Facoltà di Scienze Matematiche, Fisiche e Naturali

Corso di Laurea in Fisica

TESI DI LAUREA TRIENNALE

IN
FISICA

*STUDIO DELL'ANALISI TERMICA E
DELL'ASSETTO PER IL SATELLITE DIDATTICO
ATMOCUBE*

Laureando:

Nicola GIORGI

Relatore:

Dott.ssa Anna GREGORIO

ANNO ACCADEMICO 2008-2009

INDICE

Introduzione	4
1 Il satellite didattico AtmoCube	5
1.1 Struttura	5
1.2 Strumenti scientifici	5
1.3 Misure	6
1.4 Orbita di AtmoCube	7
2 Analisi termica	8
2.1 Componenti per il controllo termico	8
2.2 Temperatura dei sottosistemi	8
2.3 Sorgenti di calore ed ambiente spaziale	9
2.3.1 Radiazione solare diretta	10
2.3.2 Albedo terrestre	11
2.3.3 Infrarosso terrestre	12
2.4 Trasferimento del calore	13
2.4.1 Conduzione	14
2.4.2 Irraggiamento	15
2.4.3 Fattore di vista	16
2.5 Temperatura del satellite	17
2.6 Risultati numerici	25
2.6.1 Primo modello	25
2.6.2 Secondo modello	30
2.7 Rapporto α/ε	35
2.7.1 Primo modello	35
2.7.2 Secondo modello	37
3 Correnti parassite e sistemi d'assetto	38
3.1 Correnti di Foucault	38
3.2 Spira in rotazione	39
3.3 Potenza dissipata per effetto Joule	40
3.4 Controllo dell'assetto di un satellite	45
3.4.1 Tecniche di controllo passive	45
3.4.2 Tecniche di controllo attive	47
3.5 Dinamica di un corpo rigido in rotazione	50
3.5.1 Satellite con simmetria assiale	52
3.5.2 Moto del satellite con magnetic torquer	55
3.5.3 Effetto delle correnti parassite	57
3.6 Risultati numerici	58
3.6.1 Simulazione in assenza di correnti parassite	59
3.6.2 Simulazione con correnti parassite	60
4 Conclusioni	62

Bibliografia	67
Ringraziamenti	69

INTRODUZIONE

Lo scopo di questa tesi è lo studio termico e dell'assetto del satellite didattico AtmoCube.

AtmoCube è un picosatellite di forma cubica che utilizza la piattaforma internazionale CubeSat. Esso rappresenta un esperimento innovativo e a basso costo per lo studio dell'atmosfera terrestre a quote superiori a 350 km. Gli strumenti scientifici ospitati sul satellite sono un dosimetro e un magnetometro, che consentiranno di effettuare misure di radiazione e di campo magnetico. AtmoCube sarà dotato anche di un GPS che permetterà di produrre una mappa dettagliata del flusso di radiazione incidente e del campo magnetico terrestre.

Nel capitolo 1 viene presentato il progetto AtmoCube e vengono descritte le principali caratteristiche del satellite.

Il capitolo 2 affronta lo studio termico di AtmoCube, con particolare attenzione alla determinazione dell'andamento della temperatura del satellite nelle prime 10 orbite. L'andamento della temperatura viene simulato per diversi trattamenti delle superfici in alluminio utilizzati per il controllo termico.

Nel capitolo 3 si descrivono i vari sistemi per il controllo dell'assetto e viene simulato il moto rotazionale del satellite, dotato di magnetic torquer, nella semplice configurazione di corpo rigido con asse fisso. Nelle simulazioni sono state tenute in considerazione anche le correnti parassite che si possono creare nella struttura metallica del satellite e che per effetto della dissipazione per effetto Joule possono smorzare la rotazione.

Nel capitolo 4 vengono riassunti e commentati i risultati delle simulazioni numeriche effettuate nei capitoli 2 e 3.

1 IL SATELLITE DIDATTICO ATMOCUBE

AtmoCube è un picosatellite cubico delle dimensioni di $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ e di massa inferiore a 1 kg che utilizza la piattaforma internazionale CubeSat, sviluppata a partire dal 1999 dalla California Polytechnic State University (CalPoly) e dalla Stanford University [1]. AtmoCube è un progetto didattico ma con una precisa finalità scientifica. Esso rappresenta un sistema innovativo e a basso costo per lo studio dell'atmosfera terrestre, in particolare dello Space Weather, a quote superiori ai 350 km. Tale progetto è portato avanti dalla collaborazione tra il Dipartimento di Fisica, il Dipartimento di Elettrotecnica, Elettronica e Informatica (DEEI) e il Dipartimento di Ingegneria Meccanica (MED) dell'Università degli Studi di Trieste.

1.1 Struttura

La struttura esterna del satellite è realizzata in alluminio. Su quattro facce sono montate delle celle solari, necessarie per fornire l'alimentazione ai vari sistemi e per ricaricare l'accumulatore al litio. Una faccia del cubo sarà realizzata in fibra di carbonio per permettere al dosimetro di rilevare la radiazione incidente. L'assetto del satellite sarà controllato da un *magnetic torquer* (cfr. 4.4).

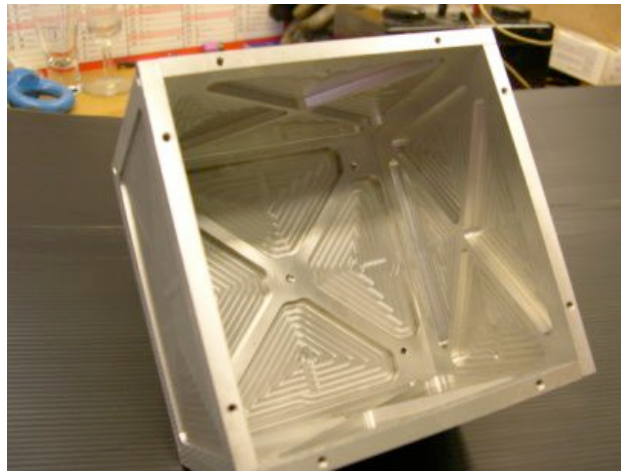


Figura 1.1: *Struttura di AtmoCube*

1.2 Strumenti scientifici

La strumentazione scientifica comprende un dosimetro (realizzato dall'Istituto Nazionale di Fisica Nucleare), che misura la radiazione incidente, e un magnetometro per la misura del campo magnetico terrestre [2]. In questo modo sarà possibile produrre una mappa accurata del campo magnetico terrestre e del flusso di radiazione incidente sul dosimetro, in relazione ai fenomeni di *Space Weather*. All'interno del satellite è sistemato un GPS (Global Position System), che fornirà una misura continua delle posizioni dove vengono effettuate le

misure e permetterà di correlare le misure effettuate da AtmoCube con quelle effettuate sulla Terra e dallo Spazio, quindi con gli indici dell'attività solare. Dai parametri orbitali ottenuti dal GPS sarà anche possibile stimare la densità atmosferica.

1.3 Misure

Le misure scientifiche che l'esperimento AtmoCube permetterà di effettuare si possono suddividere in [2]

- Misura del flusso di radiazione
- Misura del campo magnetico terrestre
- Misura della densità atmosferica

La radiazione che incide su un satellite in orbita bassa presenta una natura complessa. Essa contiene soprattutto protoni altamente energetici con origine legata ai Raggi Cosmici Galattici (GCR), ai solar flare ed alle fasce di radiazione. I solar flare rilasciano un'energia enorme ed irradiano su tutto lo spettro elettromagnetico dai gamma ai raggi X, dal visibile fino alle onde radio. Questa energia ha origine nel Sole ed è convogliata dal vento solare verso la Terra attraverso lo spazio interplanetario. Le particelle secondarie, generate nel materiale di cui sono composte le navicelle spaziali, sono in genere protoni e neutroni. L'energia depositata da queste particelle è pericolosa sia per gli astronauti sia per l'elettronica e la strumentazione scientifica. L'atmosfera terrestre e la magnetosfera proteggono l'uomo al suolo ma gli astronauti nello spazio sono esposti ad una dose di radiazione potenzialmente letale [3].

Negli ultimi anni si è evidenziato sempre più che le variazioni del campo magnetico terrestre possono influire sui sistemi biologici. Il sistema biologico umano, fisicamente stressato, può reagire alle variazioni del campo geomagnetico modificando, ad esempio, la soglia del dolore.

Alla quota di AtmoCube l'atmosfera terrestre è molto rarefatta ma non è del tutto assente. La densità dell'atmosfera varia con l'altezza e dipende fortemente dal riscaldamento solare e dall'attività geomagnetica. Quest'atmosfera residua esercita sul satellite una forza d'attrito che ne modifica l'orbita. Confrontando l'orbita ideale imperturbata con quella reale misurata è possibile ottenere una stima della densità atmosferica.

1.4 Orbita di Atmocube

Il lancio in orbita di AtmoCube è previsto per il mese di ottobre del 2010 mediante il vettore europeo Vega. L'orbita sarà ellittica tra 350 e 1200 km con un'inclinazione di 71° . Il satellite verrà espulso da un' interfaccia chiamata Pico-Satellite Orbital Deployer (P-POD). Sul lanciatore Vega saranno alloggiati altri CubeSat realizzati da varie istituzioni internazionali. A causa dell'attrito atmosferico l'orbita decadrà lentamente e ciò permetterà una mappatura dell'atmosfera a diverse quote. La vita dello strumento dipenderà dall'attività solare e potrà andare dai due ai dieci anni [4].

2 ANALISI TERMICA

Tutti i sistemi del satellite AtmoCube devono rimanere entro un intervallo di temperatura tale da garantire sia il loro corretto funzionamento che la loro "sopravvivenza" in ogni fase della missione. È necessario pertanto identificare le sorgenti e i meccanismi di trasmissione del calore in modo tale da valutare la temperatura raggiunta dai diversi sistemi ed agire in modo tale da assicurare la piena operatività di tutti i componenti e degli strumenti scientifici del satellite.

Il sistema di controllo termico deve fare in modo che la temperatura sia sempre idonea per il funzionamento di tutti gli elementi del satellite e che il gradiente di temperatura tra parti opposte del satellite abbia un valore tale da non provocare rilevanti deformazioni strutturali.

2.1 Componenti per il controllo termico

Le tecniche per il controllo termico possono essere *passive* o *attive* [5].

Le prime utilizzano materiali, rivestimenti o trattamenti particolari delle superfici per mantenere la temperatura entro i limiti. Le seconde utilizzano dei meccanismi più complessi e costosi per riscaldare o raffreddare i sottosistemi in base alla necessità.

I seguenti componenti e dispositivi sono utilizzati diffusamente per il controllo termico [5]:

- *Thermal Control Coatings*: sono superfici trattate in modo opportuno con speciali colori o rivestimenti in modo da avere la desiderata performance termica;
- *Thermal Insulation*: sono isolamenti del satellite ottenuti soprattutto mediante multistrati di materiali diversi (multilayer insulation , MLI);
- *Electrical Heaters and Thermostats*: sono dei dispositivi controllati da dei termostati che riscaldano al livello voluto le parti più esposte alle basse temperature del satellite;
- *Space Radiators*: sono apparecchi, situati sulle superfici esterne, per lo scambio termico con lo spazio esterno.

Alcune di queste tecniche richiedono necessariamente una disponibilità di potenza aggiuntiva. Per il satellite AtmoCube si è scelto di utilizzare delle tecniche passive per il controllo termico avendo una disponibilità di potenza ridotta.

2.2 Temperatura dei sottosistemi

Nella tabella 2.2 sono riportati gli intervalli di temperatura ai quali i diversi sottosistemi possono operare.

SOTTOSISTEMI	$T_{\min} (^{\circ}\text{C})$	$T_{\max} (^{\circ}\text{C})$
Batteria: carica scarica	0 -40	50 60
Magnetometro	-40	85
GPS	-50	80
Computer	-40	85
Dosimetro	-20	40
Trasmettitore	-40	80
Ricevitore	-40	85

Tabella 2.2: *Temperatura dei sottosistemi*

L'elemento più delicato è senza dubbio la batteria. Durante il processo di carica/scarica la sua capacità risente fortemente degli sbalzi di temperatura. Questa dovrebbe essere mantenuta tra 10°C e 30°C [6]. È necessario pertanto sistemare la batteria lontano dalla struttura esterna del satellite e, se necessario, isolarla termicamente.

2.3 Sorgenti di calore ed ambiente spaziale

Il calore nello spazio proviene principalmente da tre sorgenti:

- Radiazione solare diretta
- Albedo terrestre
- Radiazione emessa dalla terra

A queste sorgenti esterne dobbiamo aggiungere l'energia dissipata nelle componenti elettroniche del satellite.

La temperatura che circonda il satellite nello spazio è di 2,7 K mentre la pressione è molto vicina al vuoto. AtmoCube sarà quindi esposto a tre diverse sorgenti di calore esterne.

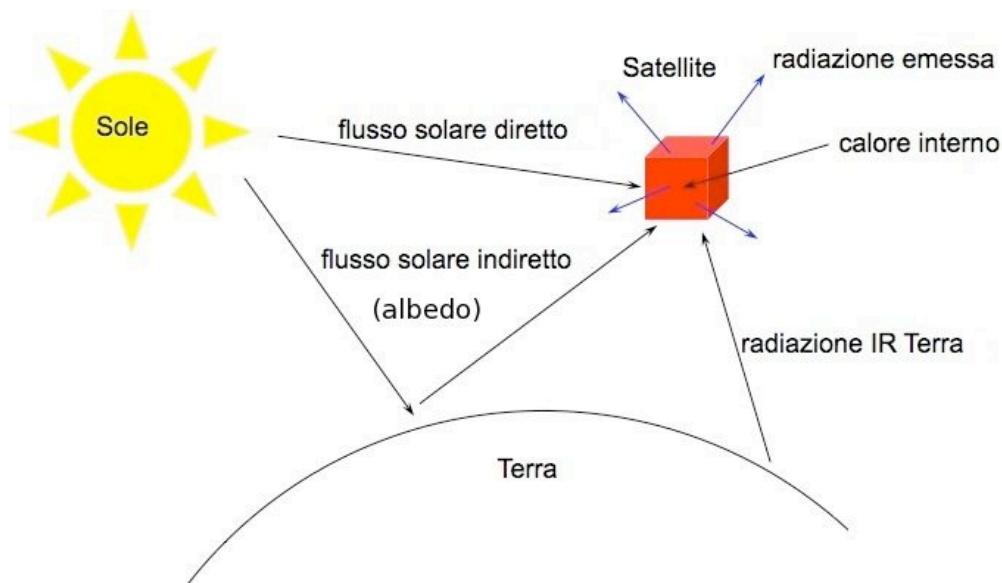


Figura 2.3: *Sorgenti di calore*

2.3.1 Radiazione solare diretta

La radiazione solare diretta rappresenta la maggiore sorgente di calore per un satellite. Il Sole è una sorgente d'energia veramente stabile. Tuttavia, poiché l'orbita della Terra intorno al Sole è ellittica, l'intensità della radiazione solare che raggiunge la Terra varia approssimativamente del 3,5% durante l'anno. Al solstizio d'estate la Terra si trova alla massima distanza dal Sole e l'intensità raggiunge il suo minimo valore di 1322 W/m^2 . Al solstizio d'inverno, la Terra si trova alla minima distanza dal Sole e l'intensità è massima e vale 1414 W/m^2 . Un'ulteriore oscillazione di circa 1 W/m^2 è dovuta al ciclo solare di 11,2 anni.

L'intensità della radiazione solare alla distanza di 1 UA prende il nome di *costante solare* e vale 1367 W/m^2 .

La radiazione solare è inoltre molto collimata poiché il Sole alla distanza di 1 UA sottende un angolo di $0,5^\circ$ [7].

L'intensità della radiazione solare varia con la lunghezza d'onda. Schematicamente lo spettro solare può essere così suddiviso:

lunghezza d'onda	spettro	% dell'energia totale
0.2-0.38 μm	ultravioletto	7
0.38-0.78 μm	visibile	46
0.78-10 μm	infrarosso	47

Tabella 2.3.1: *Spettro solare* [6]

Lo spettro solare può essere approssimato da un corpo nero alla temperatura di 5785 K.

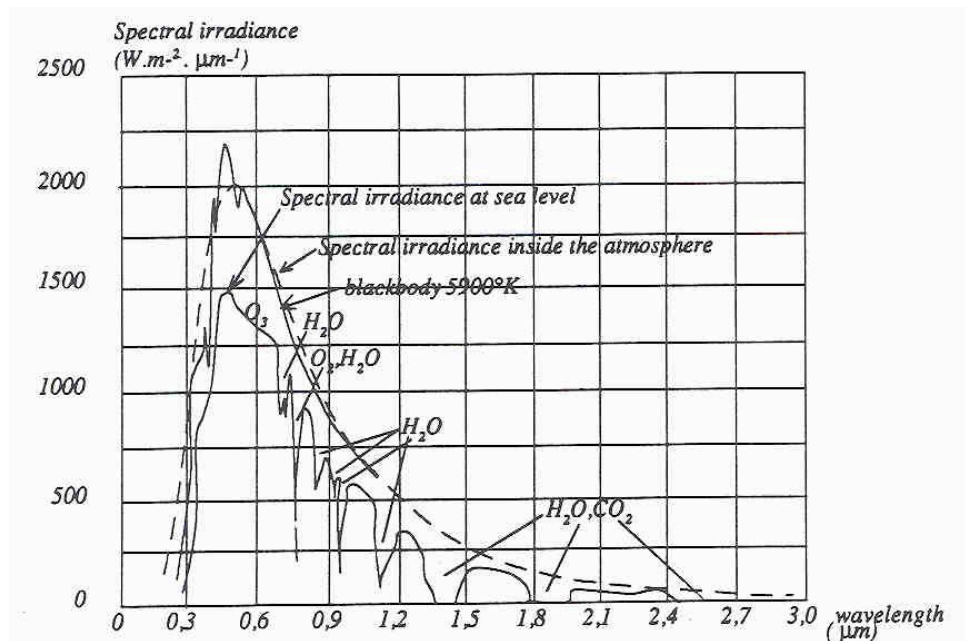


Figura 2.3.1: Spettro solare [6]

2.3.2 Albedo terrestre

Un fenomeno ottico sperimentato da tutti è quello della visibilità della parte in ombra della superficie della luna prima o dopo il novilunio. Questa "luce cinerea" fu interpretata da Leonardo Da Vinci nel 1500 come luce solare riflessa dalla superficie terrestre e prende il nome di *albedo* terrestre.

L'albedo terrestre ha un valore medio di 0,30 ovvero il 30% della radiazione solare diretta è riflessa in tutte le direzioni mentre il restante 70% è assorbita. L'albedo dipende fortemente dalla posizione sulla superficie terrestre (0,23 all'equatore e 0,7 ai poli), dalle stagioni, dal tempo meteorologico, dalla lunghezza d'onda e dalla direzione di vista. Può andare da un valore di 0,09 senza nubi (0,05 per gli oceani e 0,2 per i continenti) ad 0,8 nel caso di superfici ghiacciate e nubi [7]. Lo spettro della radiazione è pressoché tutto nel visibile.

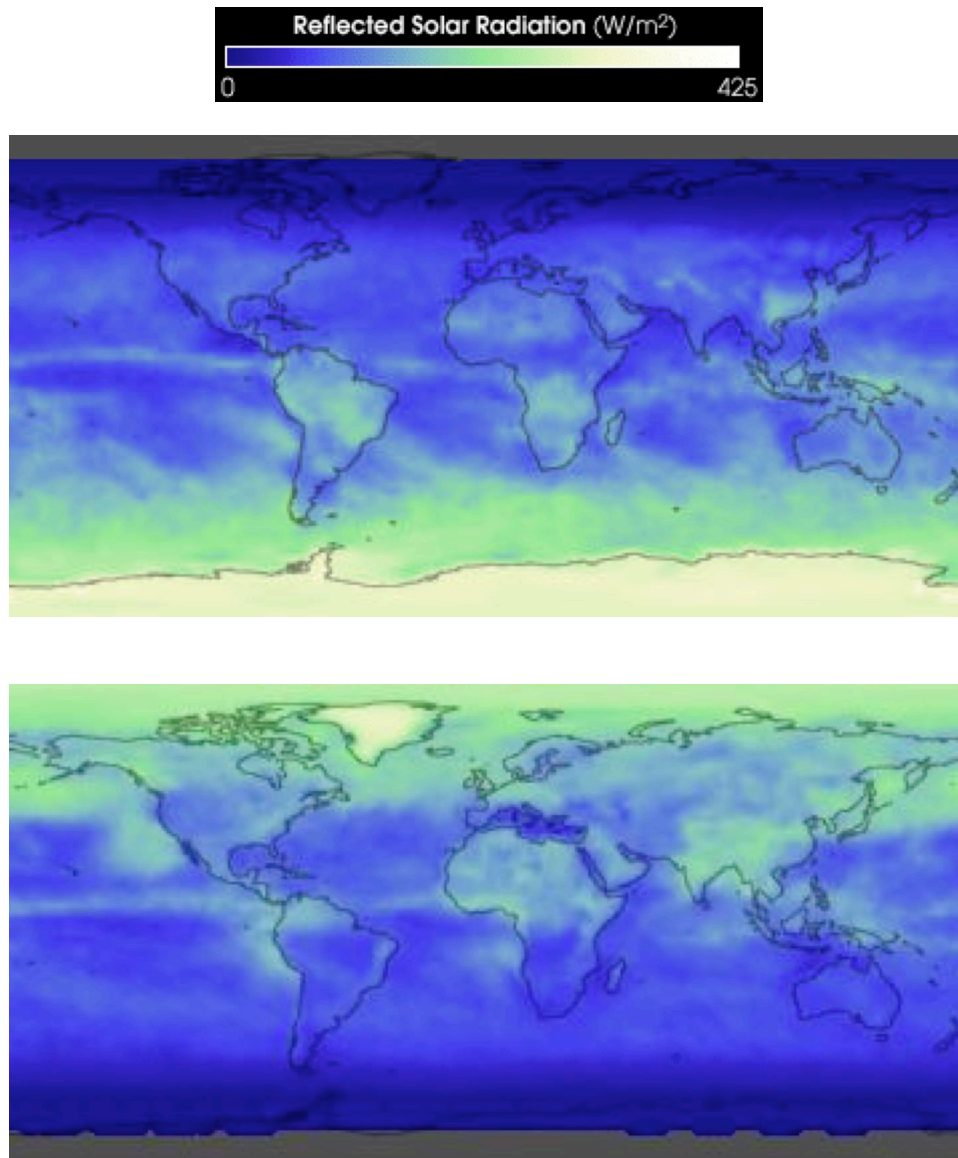


Figura 2.3.2: Radiazione solare riflessa nel mese di gennaio 2005 e luglio 2005 [7]

2.3.3 Infrarosso terrestre

La radiazione solare non riflessa come albedo è assorbita dalla terra ed emessa nuovamente come calore nell'infrarosso. L'intensità dell'energia IR dipende da molti fattori, quali la temperatura locale della superficie della terra e la copertura nuvolosa del pianeta. Lo spettro dell'energia è confrontabile a quello di un corpo nero a 288 K. L'energia IR emessa dalla terra ha una temperatura effettiva media di -18°C [6] ed ha pressoché la stessa lunghezza d'onda di quella emessa dal satellite mentre ha una lunghezza d'onda maggiore dell'energia emessa dal Sole a 5500°C . Tale radiazione non può essere quindi riflessa dalle superfici del satellite con speciali rivestimenti di controllo termico poiché impedirebbero di disperdere il calore interno prodotto dal satellite.

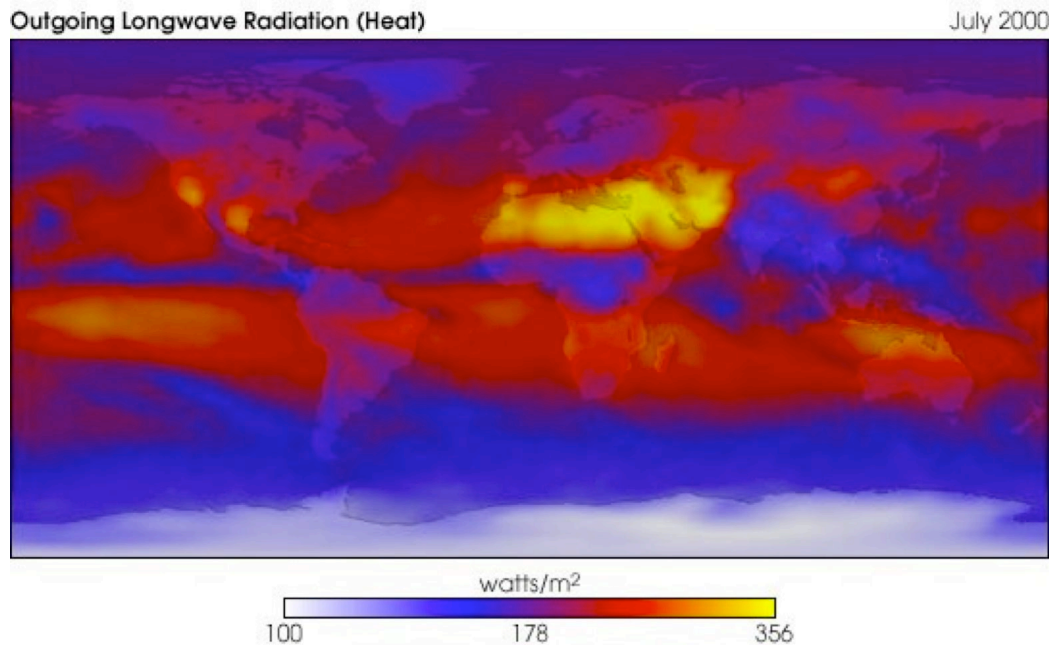


Figura 2.3.3: *Emissione infrarossa terrestre* [7]

Il flusso di radiazione media emessa è di $237 \pm 21 \text{ W/m}^2$.

2.4 Trasferimento del calore

Ci sono tre meccanismi mediante i quali l'energia termica viene trasportata:

- Convezione
- Conduzione
- Irraggiamento

La convezione, processo di trasporto d'energia mediante l'azione combinata della conduzione, dell'accumulo di energia e del mescolamento [8], può essere trascurata nello spazio a causa della densità rarefatta dell'atmosfera.

2.4.1 Conduzione

La relazione fondamentale della trasmissione del calore per conduzione fu proposta dallo scienziato francese J. B. J. Fourier nel 1822.

La potenza termica trasmessa per conduzione in un materiale è uguale al prodotto delle seguenti quantità [8]:

- k , *conducibilità termica* del materiale;
- A , area della sezione attraverso la quale il calore fluisce per conduzione, misurata perpendicolarmente alla direzione del flusso;
- dT/dx , gradiente di temperatura nella sezione, cioè variazione della temperatura T rispetto alla distanza nella direzione del flusso x .

Per esprimere in forma matematica l'equazione della conduzione bisogna adottare una convenzione sui segni: poniamo il verso delle x crescenti come verso positivo per il flusso termico. Quindi, poiché per il secondo principio della termodinamica il calore fluisce spontaneamente da punti a temperatura maggiore verso punti a temperatura minore, la potenza termica è positiva quando il gradiente di temperatura è negativo. L'equazione fondamentale per la conduzione monodimensionale risulta allora

$$q_k = -kA \frac{dT}{dx} \quad (2.1)$$

Nel caso semplice di flusso a regime stazionario attraverso una parete piana, il gradiente di temperatura e la potenza termica non variano nel tempo e la sezione trasversale al flusso di calore è costante. Possiamo allora separare le variabili e prendendo k indipendente dalla temperatura si ottiene integrando

$$q_k = \frac{kA}{L}(T_2 - T_1) = \frac{\Delta T}{R_k} \quad (2.2)$$

dove ΔT è la differenza tra la temperatura maggiore T_2 e la temperatura minore T_1 , L è lo spessore della parete e $R_k = L/Ak$ è la *resistenza termica* che la parete oppone al flusso termico per conduzione. L'inverso della resistenza termica è chiamata *conduttanza*.

La conducibilità termica k è una proprietà del materiale e si misura in $W/m \cdot K$. Quindi, se esprimiamo la temperatura in Kelvin (K), l'area in m^2 e lo spessore in m, la potenza termica è espressa in W.

2.4.2 Irraggiamento

L'irraggiamento è un processo mediante il quale il calore fluisce da un corpo a temperatura maggiore ad uno a temperatura minore quando i corpi non sono a contatto, anche se tra essi c'è il vuoto [8]. L'energia così scambiata viene chiamata *calore irraggiato*. Tutti i corpi emettono continuamente calore per irraggiamento. La quantità d'energia che lascia una superficie sotto forma di calore irraggiato dipende dalla temperatura assoluta e dalla natura della superficie. Un radiatore perfetto o *corpo nero* emette dalla sua superficie una potenza termica data da

$$q_i = \sigma A_1 T_1^4 \quad (2.3)$$

in cui A_1 è l'area della superficie in m^2 , T_1 è la temperatura della superficie in Kelvin e σ una costante dimensionale che vale $5,67051 \cdot 10^{-8} \text{W/m}^2 \cdot \text{K}^4$ chiamata *costante di Stefan-Boltzmann*. L'equazione mostra che la superficie di un corpo nero a temperatura superiore allo zero assoluto irraggia una potenza termica proporzionale alla *quarta potenza della temperatura assoluta*.

Lo scambio di calore netto per irraggiamento richiede una differenza tra le temperature superficiali dei due corpi tra i quali avviene lo scambio.

Se il corpo nero irraggia in una cavità chiusa che lo circonda completamente e la cui superficie è allo stesso modo nera, cioè assorbe tutta l'energia su essa incidente, la potenza termica scambiata risulta

$$q_i = \sigma A_1 (T_1^4 - T_2^4) \quad (2.4)$$

in cui T_2 è la temperatura della superficie della cavità in Kelvin.

Le superfici dei corpi reali non godono delle proprietà del radiatore ideale ma emettono radiazioni in misura minore dei corpi neri. Per caratterizzarle si usano delle grandezze adimensionali come il coefficiente d'emissione monocromatico ε_λ ed il coefficiente di assorbimento monocromatico α_λ .

Un'importante relazione nota come *legge di Kirchhoff* stabilisce che per qualunque superficie il coefficiente di emissione monocromatico è uguale al coefficiente di assorbimento monocromatico

$$\varepsilon_\lambda(\lambda, T) = \alpha_\lambda(\lambda, T) \quad (2.5)$$

Se i corpi reali, ad una temperatura uguale a quella del corpo nero, emettono per ogni lunghezza d'onda una frazione costante dell'energia emessa dal corpo nero, vengono chiamati *corpi grigi*. La potenza termica scambiata tra un corpo grigio a temperatura T_1 ed un corpo nero, che lo circonda, a temperatura T_2 è

$$q_i = \sigma A_1 \varepsilon_1 (T_1^4 - T_2^4) \quad (2.6)$$

Se i due corpi stanno in una particolare relazione geometrica, la potenza termica netta che essi si scambiano per irraggiamento è

$$q_i = \sigma A_1 \varepsilon_1 F_{12} (T_1^4 - T_2^4) \quad (2.7)$$

dove il fattore F_{12} è chiamato fattore di vista (cfr. 2.4.3).

Quando una superficie non assorbe tutta la radiazione incidente, la parte non assorbita sarà o trasmessa o riflessa. Si definiscono allora il coefficiente di riflessione monocromatico ρ_λ ed il coefficiente di trasmissione monocromatico τ_λ . Deve valere

$$\rho_\lambda + \alpha_\lambda + \tau_\lambda = 1 \quad (2.8)$$

per ogni lunghezza d'onda e

$$\rho + \alpha + \tau = 1 \quad (2.9)$$

per tutto lo spettro.

2.4.3 Fattore di vista

Un problema fondamentale è la determinazione della frazione d'energia elettromagnetica, che lascia complessivamente una superficie, intercettata da un'altra superficie e viceversa. Della radiazione elettromagnetica che in maniera diffusa lascia una superficie nera A_i la frazione che raggiunge la superficie nera A_j è chiamata fattore di vista F_{ij} .

Consideriamo due superfici infinitesime dA_1 e dA_2 e sia r_{12} la distanza tra loro. La potenza termica che proveniente da dA_1 è ricevuta da dA_2 è data da [8]

$$dq_{12} = I_1 \cos \beta_1 dA_1 d\Omega_{12} \quad (2.10)$$

dove I_1 è l'intensità della radiazione emessa da dA_1 , $dA_1 \cos \beta_1$ è la proiezione di dA_1 come è vista da dA_2 e $d\Omega_{12}$ è l'angolo solido sotteso dalla superficie ricevente dA_2 dal punto centrale di dA_1 .

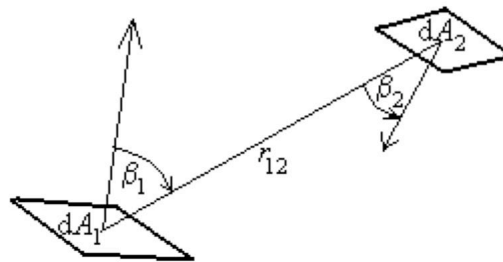


Figura 2.4.3: Fattore di vista

L'angolo solido è uguale al rapporto tra la proiezione della superficie ricevente nella direzione della radiazione incidente ed il quadrato della distanza.

$$d\Omega_{12} = \cos\beta_2 \frac{dA_2}{r_{12}^2} \quad (2.11)$$

Per una superficie diffusa il potere emissivo, energia raggiante emessa complessivamente per unità di superficie e per unità di tempo da un corpo nero [8], è π volte l'intensità. Si ha allora

$$dq_{12} = E_{n1} dA_1 \left(\frac{\cos\beta_1 \cos\beta_2 dA_2}{\pi r_{12}^2} \right) \quad (2.12)$$

e quindi

$$F_{12} = \frac{dq_{12}}{E_{n1} dA_1} = \frac{\cos\beta_1 \cos\beta_2}{\pi r_{12}^2} dA_2 \quad (2.13)$$

Similmente, si può trovare che il fattore di vista tra una sfera di raggio R che emette ed una superficie infinitesima dA_1 posta ad un'altezza H dalla superficie della sfera risulta, nel caso in cui il piano che contiene la superficie dA_1 non interseca la superficie della sfera [7]

$$F_{12} = \frac{\cos\beta}{(1+h)^2} \quad (2.14)$$

dove β è l'inclinazione della superficie e $h = H/R$.

2.5 Temperatura del satellite

Nel modello sviluppato in questa tesi assumiamo che la temperatura di AtmoCube dipenda esclusivamente dal tempo cioè che la temperatura sia in ogni istante uniforme in tutto il satellite. Assumiamo pertanto nulla la resistenza termica conduttiva interna.

Applicando la conservazione dell'energia ad ogni istante t possiamo scrivere

$$C \frac{dT}{dt} = q_{absorbed} + q_{dissipated} - q_{emitted} - q_{generated} \quad (2.15)$$

dove

C	Capacità termica del satellite in J/K
$q_{absorbed}$	Potenza assorbita (sorgenti esterne al satellite) in Watt (W)
$q_{dissipated}$	Potenza dissipata dalle componenti elettroniche
$q_{generated}$	Potenza che le celle convertono da solare ad elettrica
$q_{emitted}$	Potenza emessa dalla superficie del satellite sottoforma di radiazione infrarossa

La temperatura assoluta dello spazio esterno è stata posta pari a 0 K. Considerando AtmoCube come un corpo grigio e lo spazio esterno come un corpo nero alla temperatura assoluta di 0 K si ha

$$q_{emitted} = \varepsilon \sigma A_{tot} T^4 \quad (2.16)$$

$$q_{absorbed} = q_{sun} + q_{albedo} + q_{earth} \quad (2.17)$$

Per ogni faccia esposta alla radiazione si ha [9]

$$q_{sun} = A_{\perp} S \alpha \quad (2.18)$$

$$q_{albedo} = A_{\perp} S a \alpha K F_{earth-satellite} \quad (2.19)$$

$$q_{earth} = A_{\perp} S_{IR} \varepsilon F_{earth-satellite} \quad (2.20)$$

dove

$\varepsilon = \varepsilon_{IR} (= \alpha_{IR})$	Costante d'emissione della superficie totale
$\alpha = \alpha_{VIS}$	Costante d'assorbimento della faccia
A_{tot}	Superficie totale del satellite in m^2
$A_{\perp}$	Area irradiata della faccia in m^2
S	Flusso radiazione solare in W/m^2
S_{IR}	Flusso radiazione infrarossa in W/m^2
$F_{earth-satellite}$	Fattore di vista terra-satellite
σ	Costante di Stefan-Boltzmann in $W/m^2 \cdot K^4$
K	Fattore di correzione per l'albedo
a	Albedo terrestre
T	Temperatura in Kelvin (K)

Il fattore di vista $F_{earth-satellite}$ è dato da (2.14)

$$F_{earth-satellite} = \frac{R^2}{(R + H)^2} = \sin^2 \rho \quad (2.21)$$

e

$$\rho = \arcsin \frac{R}{(R + H)} \quad (2.22)$$

R è il raggio medio della Terra in m, H è la quota del satellite in m e ρ è il raggio angolare della Terra.

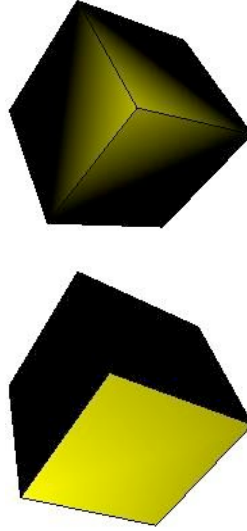


Figura 2.5.1: *Radiazione incidente*

L'area irradiata di una faccia dipende dall'angolo d'incidenza della radiazione (angolo tra la normale alla superficie e la direzione della radiazione).

Si ha (legge del coseno) [10]

$$A_{\perp} = A \cos(\vartheta_i) \quad (2.23)$$

A è la superficie di una faccia in m^2 e ϑ_i è l'angolo d'incidenza. Nel caso in cui la radiazione incidente sia parallela alla linea congiungente due vertici opposti del cubo si ha

$$\vartheta_i = 90^\circ - \arctan\left(\frac{1}{\sqrt{2}}\right) \approx 54,74^\circ \quad (2.24)$$

Allora per una faccia

$$A_{\perp} \approx A \cos(54,74^\circ) \quad (2.25)$$

Per le tre esposte

$$A_{\perp}^{tot} \approx 3A \cos(54,74^\circ) \approx \sqrt{3}A \quad (2.26)$$

Per una sola faccia completamente irradiata $\vartheta_i = 0$ e quindi $A_{\perp}^{tot} = A$. Per due facce irradiate si ha

$$A_{\perp}^{tot} = 2A \cos(45^\circ) = \sqrt{2}A \quad (2.27)$$

Possiamo allora porre in generale,

$$A_{\perp}^{tot} = \sqrt{N}A \quad (2.28)$$

dove N è il numero di facce esposte. Nel caso in cui il satellite non è stabilizzato possiamo avere da una a tre facce esposte alla radiazione incidente.

Il fattore di correzione K è dato da [9]

$$K = 0,664 + 0,521\rho - 0,203\rho^2 \quad (2.29)$$

Il raggio angolare della Terra ρ è espresso in radianti.

Sono stati presi in considerazione due modelli con diversa inerzia termica. Presumibilmente il caso reale è intermedio ai due in esame.

Per ogni modello sono stati individuati i materiali e/o componenti che maggiormente contribuiscono alla composizione della massa del satellite o di parte di esso. Nel primo modello si è considerata solo la struttura esterna del satellite mentre nel secondo si è tenuto anche in considerazione d'alcuni elementi interni. Nella tabella 2.5.2 è riportato il budget di massa per AtmoCube riportato nell'AtmoCube Proposal del marzo 2008. I materiali/componenti considerati coprono un intervallo di calore specifico che va da 385 J/kg·K per il rame a 1052 J/kg·K dell'accumulatore al litio [11]. La capacità termica del satellite C è stata calcolata facendo una media pesata

$$C = \sum_i [m(i)c_p(i)] \quad (2.30)$$

$m(i)$ è la massa del componente i -esimo in kg e $c_p(i)$ è il calore specifico a pressione costante del medesimo componente in J/kg·K.

Object	Description	Mass (kg)	Note
Spacecraft		0,2363	
Solar Array		0,1464	
Boards			
	On Board Radio	0,050	
	OBDH	0,045	
	Power Supply	0,169	
	Magnetometer & GPS	0,049	
	SD	0,050	
Antenna		0,100	TBC
Margin		0,126	15% margin
Total		0,972	

Tabella 2.5.1: *Budget di massa* [12]

I modelli esaminati nelle simulazioni sono:

- **Primo modello.** Sono stati considerati cinque materiali/componenti per una massa complessiva di 0,355 kg che costituiscono la struttura esterna del satellite. E' stato trascurato l'irraggiamento interno e la resistenza di contatto e interna delle superfici. Alle celle solari è stato attribuito il calore specifico del GaAs (arseniuro di gallio).

Materiale/Componente	Massa [kg]	c_p (J/kg · K a 300 K)
Alluminio	0,240	875
Fibra di carbonio	0,050	710
FR-4	0,045	600
Celle solari	0,015	370
Rame	0,005	385
Totale	0,355	

- **Secondo modello.** Massa complessiva di 0,770 kg. Sono stati considerati 9 componenti/materiali. Il satellite è considerato come un cubo di materiale uniforme. E' stato trascurato l'irraggiamento interno e la resistenza termica di contatto e interna delle superfici.

Materiale/Componente	Massa[kg]	c_p (J/kg · K a 300 K)
Alluminio	0,300	875
Rame	0,050	385
Acciaio	0,050	434
Accumulatore	0,070	1052
Celle	0,015	370
Fibra di carbonio	0,050	710
FR-4	0,135	600
Silicio	0,050	712
Plastica (PVC)	0,050	960
Totale	0,770	

Nella tabella 2.5.2 sono riportati i valori del calore specifico c_p per alcuni materiali solidi di cui è composto il satellite.

Materiale	c_p (J/kg · K a 300 K)
Alluminio Alloy 2024-T6	875
Rame	385
Fibra di carbonio	710
FR-4	600
Silicio	712
GaAs	370
PVC	960
Acciaio	434

Tabella 2.5.2: Calore specifico d'alcuni materiali

La superficie complessiva di AtmoCube è di 0,06 m² di cui il 57 % è alluminio, il 26% celle solari e il restante 17% fibra di carbonio.

Il periodo orbitale di AtmoCube è di 100 minuti (6000 s) di cui 33 minuti (1980 s) in ombra (apogeo 1200 Km, perigeo 350 Km ed inclinazione 71°).

Nel periodo diurno dell'orbita quando saranno presenti radiazione solare diretta, albedo e radiazione infrarossa terrestre, si è assunto che la potenza generata dalle celle solari sia tutta utilizzata dai sistemi di bordo e che quindi

$$q_{generated} = q_{dissipated} \quad (3.30)$$

Nel periodo in eclisse invece, si è posto

$$q_{generated} = 0 \quad (3.31)$$

e

$$q_{dissipated} = 2W \quad (3.32)$$

pari al consumo medio di potenza del satellite che è appunto di 2W [13]. Non è stato considerato il picco di potenza consumata di 6-7W durante la trasmissione dei dati. La temperatura maggiore del satellite sarà quindi raggiunta nel periodo diurno dell'orbita e quella minore nel periodo in ombra. Nel presente lavoro sono stati elaborati due scenari per ciascun modello, "cold scenario" e "hot scenario" e si è investigato gli effetti delle caratteristiche termiche di diversi materiali che possono essere utilizzati per la copertura della superficie del satellite nei casi di una sola faccia esposta e tre facce esposte. In particolare si è confrontato

Copertura	α	ε
Alluminio non trattato	0.38	0.04
Alluminio Alloy 2024-T6	0.60	0.80
Alluminio dipinto di nero	0.98	0.87
Alluminio dipinto di bianco	0.225	0.825

Tabella 2.5.3: Costanti di assorbimento e di emissione [6,14]

L'equazione differenziale ordinaria del primo ordine, non lineare e non omogenea (2.15) è stata risolta numericamente. Come condizione iniziale è stata posta una temperatura di 300 K.

Si è stimato l'andamento della temperatura durante le prime 10 orbite. Nella tabella 2.5.4 sono indicati i valori numerici dei parametri utilizzati.

C	Capacità termica: Primo modello Secondo modello	279,975 J/K 582,740 J/K
A_{tot}	Superficie totale di emissione infrarossa	0,06 m ²
A	Superficie di una faccia	0,01 m ²
H	Altezza del satellite	$350 \cdot 10^3$ m
σ	Costante di Stefan-Boltzmann	$5,67051 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$
R	Raggio medio della Terra	$6,371003 \cdot 10^6$ m
S	Flusso radiazione solare: "hot" scenario "cold" scenario	1414 W/m ² 1322 W/m ²
S_{IR}	Flusso di radiazione infrarossa terrestre: "hot" scenario "cold" scenario	258 W/m ² 216 W/m ²
a	Albedo terrestre: "hot" scenario "cold" scenario	0.35 0.25
α_{celle}	Costante d'assorbimento delle celle solari	0.75
ε_{celle}	Costante d'emissione delle celle solari	0.83
α_{fibra}	Costante d'assorbimento della fibra di carbonio	0.96
ε_{fibra}	Costante d'emissione della fibra di carbonio	0.90
N	Numero di facce esposte: minimo massimo	1 3

Tabella 2.5.4: Valori numerici dei parametri

La costante d'emissione ε è stata calcolata facendo una media pesata come segue (vedere pag. 22 in alto)

$$\varepsilon = \varepsilon_{allum} 0.57 + \varepsilon_{celle} 0.26 + \varepsilon_{fibra} 0.17 \quad (3.33)$$

Analogamente per la costante d'assorbimento α . Non potendo stabilire l'orientazione delle facce, poiché il satellite non è stabilizzato, si è assunto che ogni faccia abbia una costante d'assorbimento data da

$$\alpha = \alpha_{allum} 0.57 + \alpha_{celle} 0.26 + \alpha_{fibra} 0.17 \quad (3.34)$$

dove α_{allum} e ε_{allum} sono rispettivamente la costante di assorbimento e di emissione della superficie in alluminio. Tali valori dipendono dal tipo di copertura in alluminio scelto.

2.6 Risultati numerici

Nei due paragrafi seguenti sono riassunti i risultati numerici ottenuti nelle simulazioni per il primo e secondo modello.

2.6.1 Primo modello

Nella tabella 2.6.1a sono indicati i valori minimi e massimi di temperatura del satellite per diversi tipi di superficie. La temperatura minima è quella raggiunta dal satellite nel “cold scenario” mentre quella massima è quella raggiunta nel “hot scenario”. La temperatura si riferisce all’ultima orbita considerata (decima orbita). Sono stati presi in considerazione i casi $N = 1$ e $N = 3$. La temperatura è espressa in gradi Celsius per un più immediato confronto.

Copertura	N=1		N=3	
	$T_{\min} (^{\circ}\text{C})$	$T_{\max} (^{\circ}\text{C})$	$T_{\min} (^{\circ}\text{C})$	$T_{\max} (^{\circ}\text{C})$
Alluminio dipinto di bianco	-60,7	-27,1	-42,6	11,1
Alluminio Alloy 2024-T6	-52,4	-5,5	-35,6	35,8
Alluminio dipinto di nero	-49,4	8,9	-34,0	51,9
Alluminio non trattato	-16,1	26,4	5,3	73,9

Tabella 2.6.1a: Temperatura raggiunta dal satellite

Nella tabella 2.6.2b sono riportati i valori medi della temperatura minima e massima raggiunta dal satellite nei casi $N = 1$ e $N = 3$. Il satellite infatti non essendo stabilizzato non espone mai alla radiazione sempre una faccia o tre facce.

Copertura	$T_{\min}^{media} (^{\circ}\text{C})$	$T_{\max}^{media} (^{\circ}\text{C})$
Alluminio dipinto di bianco	-51,6	-8,0
Alluminio Alloy 2024-T6	-44,0	15,2
Alluminio dipinto di nero	-41,7	30,4
Alluminio non trattato	-5,4	50,1

Tabella 2.6.1b: Temperatura media

Nelle figure 2.6.1a e 2.6.1b è rappresentato l’andamento della temperatura del satellite nelle prime 10 orbite per la copertura in alluminio dipinto di nero. La figura 2.6.1a si riferisce al “cold scenario” nei casi $N = 1$ e $N = 3$. Per $N = 1$ la temperatura minima raggiunta dal sistema nella decima orbita è di $-49,4^{\circ}\text{C}$. Per $N = 3$ si raggiunge una temperatura di $-34,0^{\circ}\text{C}$. Tale temperatura è raggiunta nella fase in eclisse dell’orbita del satellite quando ho solamente, come sorgente esterna di calore, la radiazione infrarossa terrestre. Nel primo caso ho solamente una faccia del satellite interamente esposta e quindi si raggiunge una temperatura inferiore.

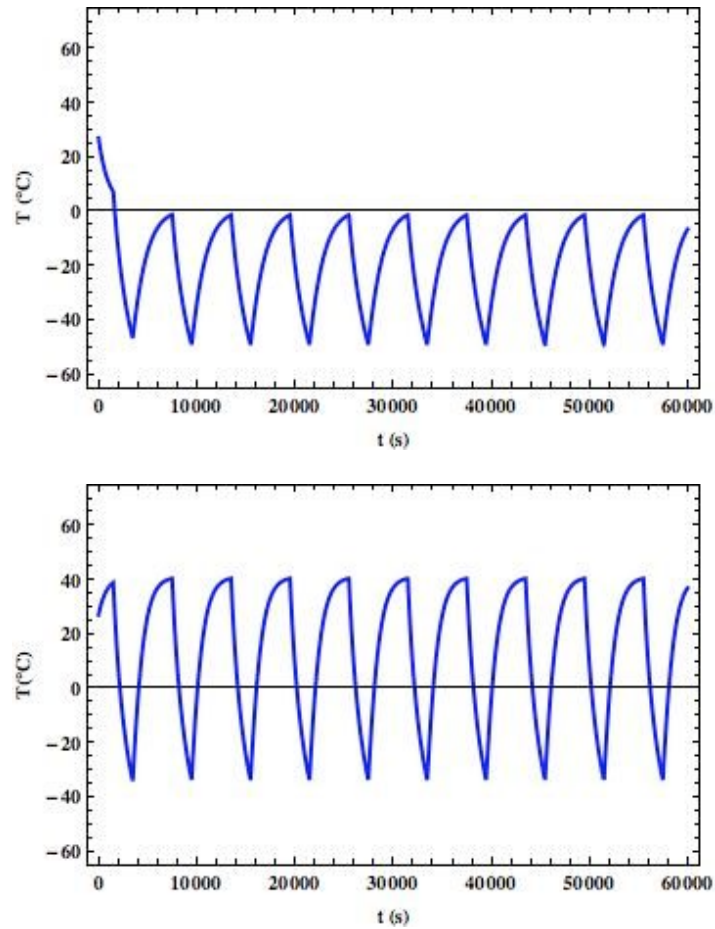


Figura 2.6.1a: Andamento della temperatura nei casi $N=1$ e $N=3$, "cold scenario"

La figura 2.6.1b si riferisce invece al "hot scenario".

Per $N = 1$ si raggiunge una temperatura massima, nella decima orbita, di 8,9 °C. Per $N = 3$ si ha 51,9 °C. Tale temperatura si registra durante il periodo diurno dell'orbita del satellite quando sono presenti tutte le sorgenti esterne di calore. La massima esposizione superficiale si ha nel caso $N = 3$ quando ho tre facce di AtmoCube irradiate.

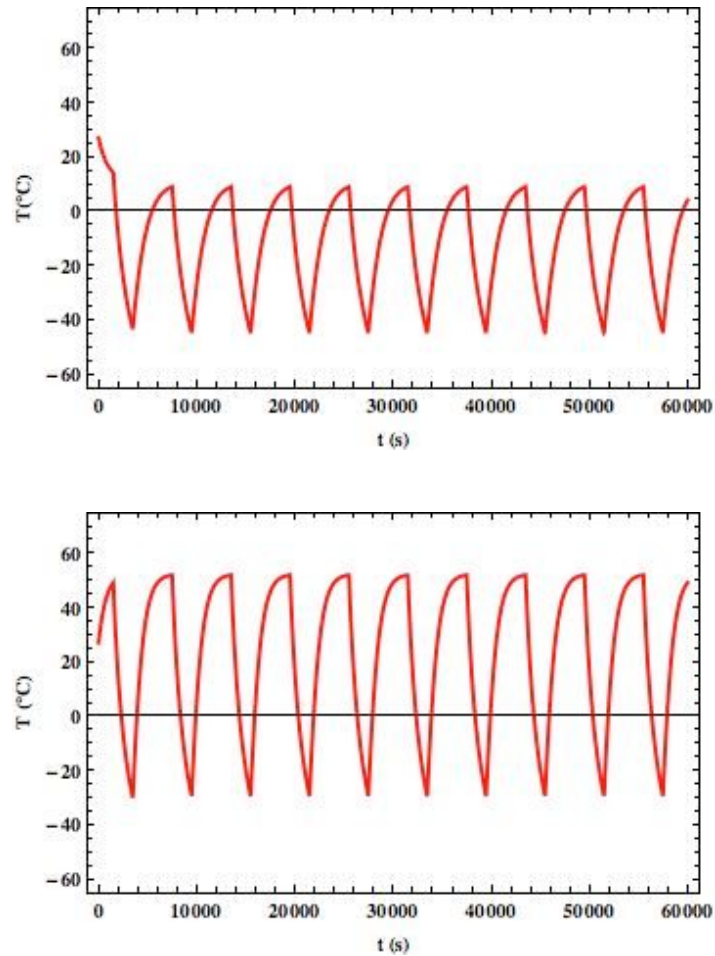


Figura 2.6.1b: Andamento della temperatura nei casi $N=1$ e $N=3$, "hot scenario"

Nelle figure 2.6.1c e 2.6.1d è rappresentato l'andamento della temperatura, sempre per la copertura in alluminio dipinto di nero, nel caso in cui non si tenga conto del periodo in ombra trascorso dal satellite. In questo modo è possibile evidenziare l'effetto, sulla temperatura del satellite, del periodo trascorso in ombra.

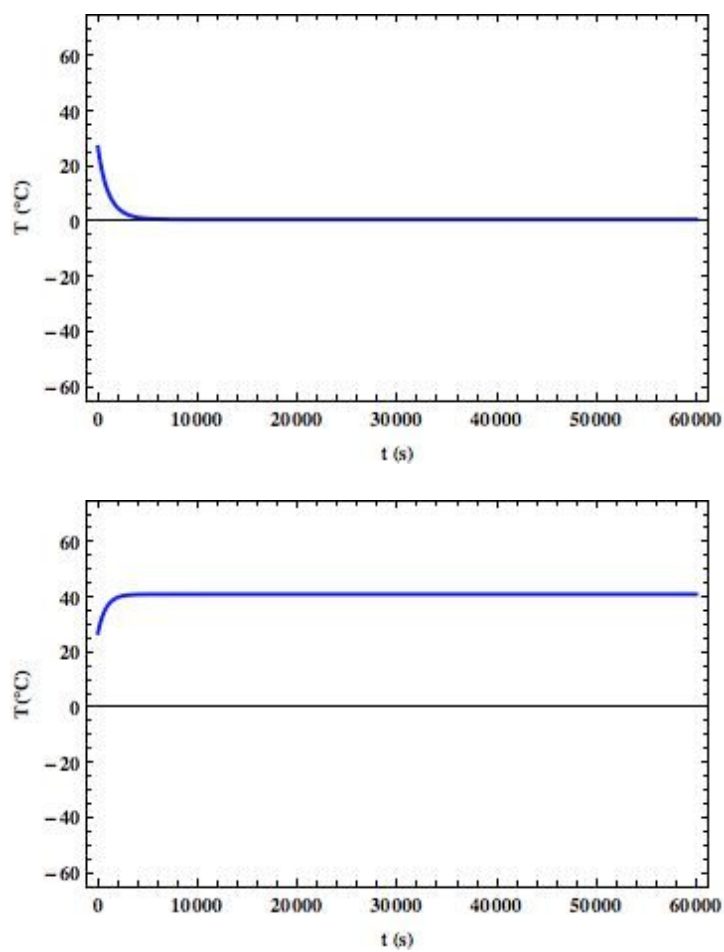


Figura 2.6.1c: Andamento della temperatura nei casi $N=1$ e $N=3$, “cold scenario”

Per il “cold scenario”, nel caso $N = 1$, si raggiunge una temperatura di 0,6 °C. Nel caso $N = 3$ la temperatura raggiunta dal satellite è di 40,9 °C.

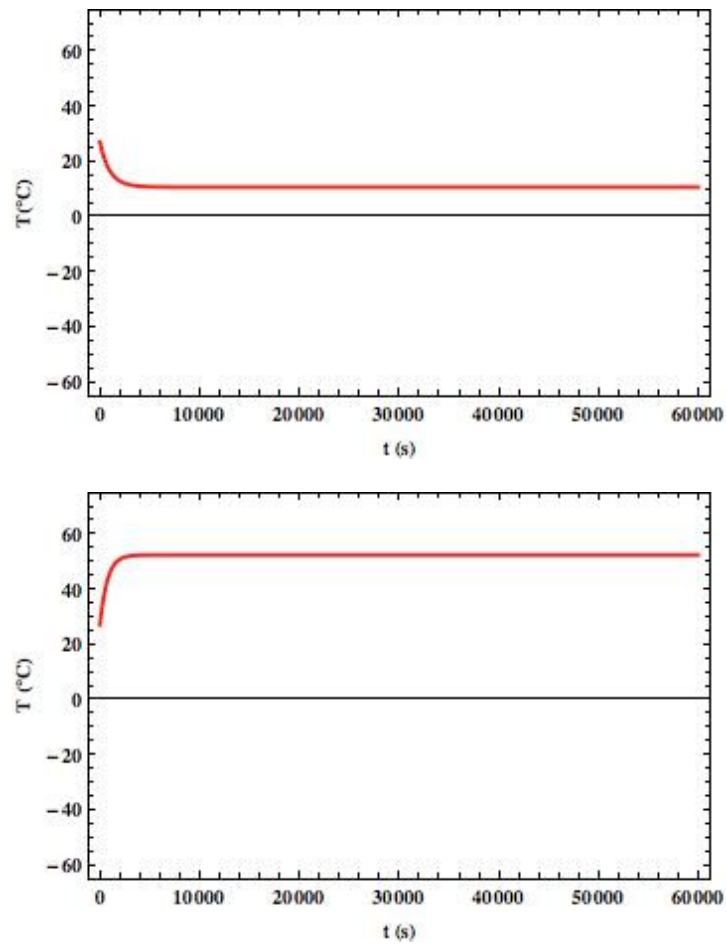


Figura 2.6.1d: Andamento della temperatura nei casi $N=1$ e $N=3$, "hot scenario"

Nel "hot scenario" la temperatura raggiunta è di 52,2 °C per il caso $N = 3$.
Per $N = 1$ è di 10,5 °C.

2.6.2 Secondo modello

In questo modello la capacità termica del sistema è circa due volte quella del sistema precedente. I valori della temperatura massima e minima per il secondo modello sono riportati nella tabella 2.6.2a.

Copertura	N=1		N=3	
	$T_{\min} (^{\circ}\text{C})$	$T_{\max} (^{\circ}\text{C})$	$T_{\min} (^{\circ}\text{C})$	$T_{\max} (^{\circ}\text{C})$
Alluminio dipinto di bianco	-53,3	-31,6	-29,4	6,0
Alluminio Alloy 2024-T6	-41,0	-11,0	-17,2	30,8
Alluminio dipinto di nero	-34,5	3,2	-11,6	47,6
Alluminio non trattato	-6,6	20,1	22,6	65,9

Tabella 2.6.2a: *Temperatura raggiunta dal satellite*

Nella tabella 2.6.2b è riportata la temperatura media.

Copertura	$T_{\min}^{media} (^{\circ}\text{C})$	$T_{\max}^{media} (^{\circ}\text{C})$
Alluminio dipinto di bianco	-41,3	-12,8
Alluminio Alloy 2024-T6	-29,1	9,9
Alluminio dipinto di nero	-23,1	25,4
Alluminio non trattato	8,0	43,0

Tabella 2.6.2b: *Temperatura media*

L'andamento della temperatura nelle prime dieci orbite è illustrato nelle figure 2.6.2a e 2.6.2b. Essi si riferiscono sempre alla copertura in alluminio dipinto di nero. La temperatura minima raggiunta nell'ultima orbita considerata è di -34,5 °C per il "cold scenario" nel caso $N = 1$ e -11,6 °C nel caso $N = 3$.

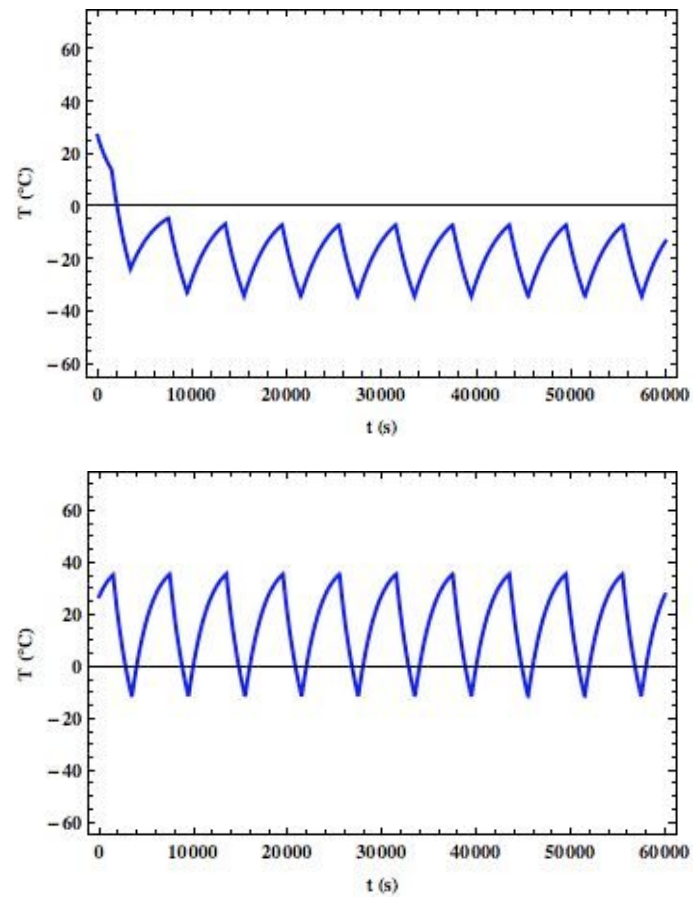


Figura 2.6.2a: Andamento della temperatura nei casi $N=1$ e $N=3$, "cold scenario"

Nel "hot scenario" si raggiunge una temperatura massima nell'ultima orbita di 3,2 °C per $N = 1$ e di 47,6 °C per $N = 3$.

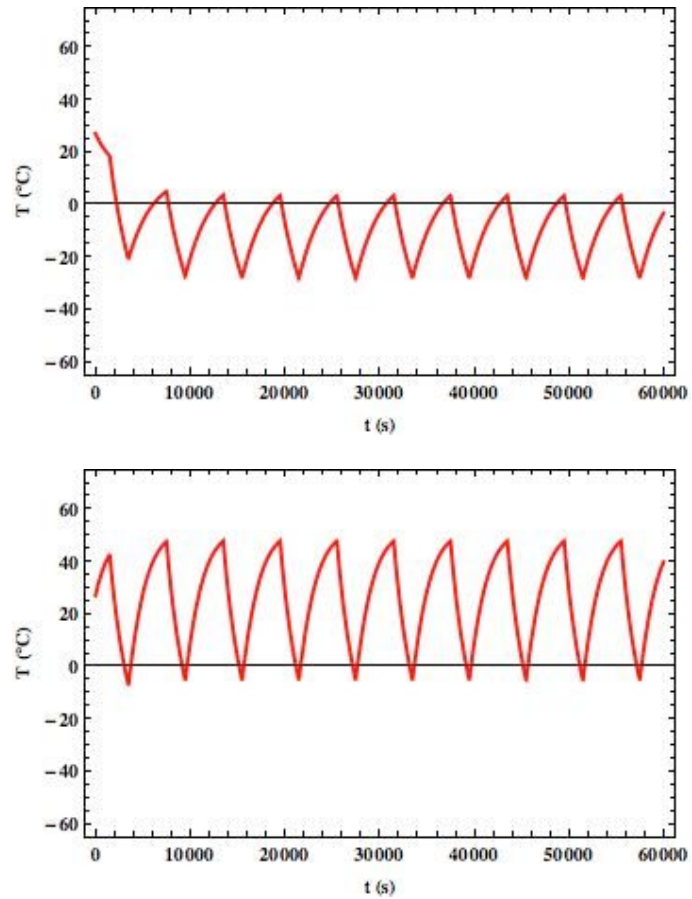


Figura 2.6.2b: Andamento della temperatura nei casi $N=1$ e $N=3$, "hot scenario"

Nelle figure 2.6.2c e 2.6.2d è rappresentato l'andamento della temperatura, per la copertura in alluminio dipinto di nero, nel caso in cui non si consideri il periodo in ombra trascorso dal satellite nella sua orbita. Si è sempre considerato il "cold scenario" e lo "hot scenario" nei casi $N = 1$ e $N = 3$.

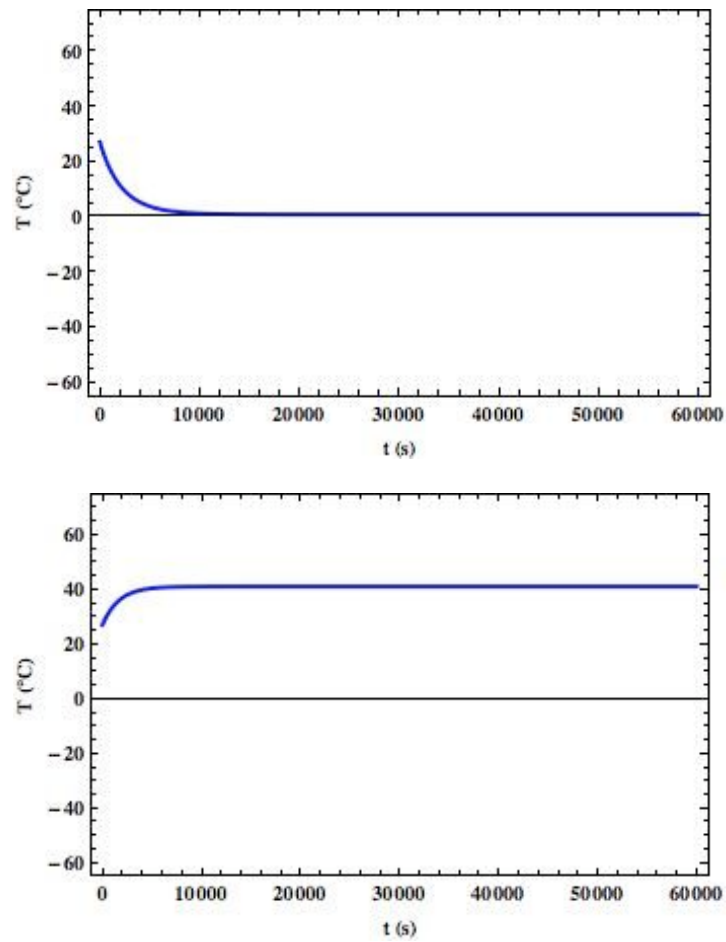


Figura 2.6.2c: Andamento della temperatura nei casi $N=1$ e $N=3$, "cold scenario"

Nel "cold scenario" il satellite raggiunge una temperatura di 0,6 °C per $N = 1$ e di 40,9 °C per $N = 3$.

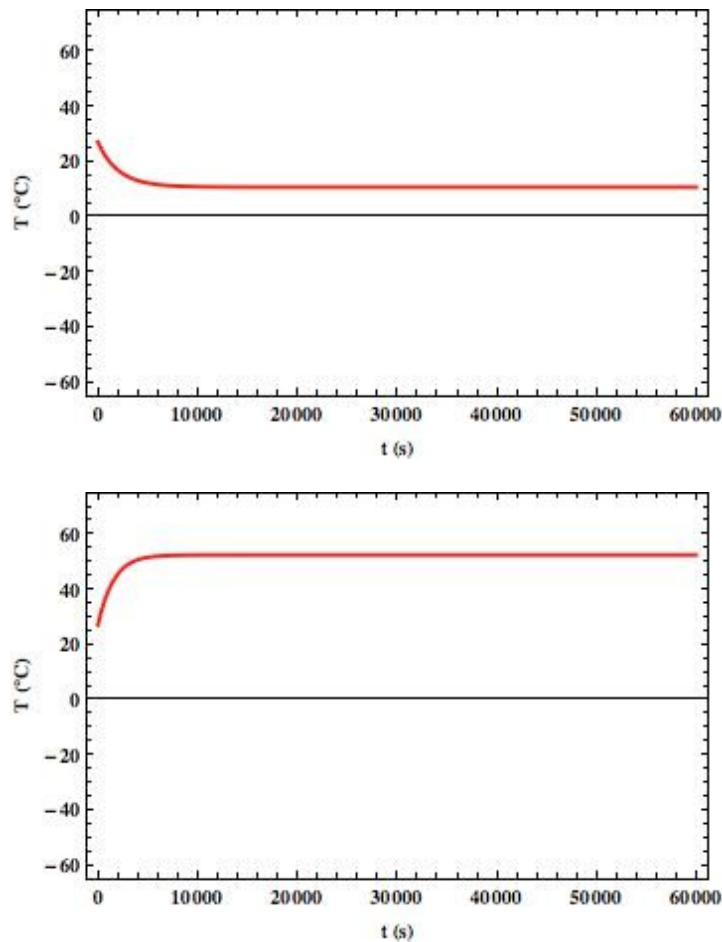


Figura 2.6.2d: Andamento della temperatura nei casi $N=1$ e $N=3$, "hot scenario"

Nel "hot scenario" AtmoCube raggiunge una temperatura di 10,5 °C per $N = 1$ e di 52,2 per $N = 3$.

Le simulazioni svolte ci danno un'indicazione della temperatura minima e massima raggiunta dal satellite nelle prime 10 orbite.

Nei lavori precedenti era stata determinata la temperatura d'equilibrio del sistema. Non si teneva però in conto il fatto che il satellite si sarebbe trovato esposto alla radiazione solare diretta solo per periodi limitati (fase diurna ed eclissi del satellite). Non si era pertanto tenuto in considerazione l'inerzia termica del veicolo.

I risultati evidenziano una temperatura minima e massima assoluta ottenuta nel primo modello rispettivamente di -60,7 °C (alluminio dipinto di bianco) e di 73,9 °C (alluminio non trattato). Nel secondo modello la temperatura minima è di -53,3 °C e quella massima è di 65,9 °C. Tali valori rappresentano un problema per i sistemi di bordo soprattutto per la batteria e il dosimetro.

2.7 Rapporto α/ε

E' interessante evidenziare l'andamento della temperatura massima e minima raggiunta in funzione del rapporto tra la costante d'assorbimento e quella d'emissione α/ε dell'intera superficie del satellite per i diversi trattamenti delle superfici in alluminio. E' riportato solamente il caso $N = 3$ per i due modelli. La temperatura è indicata in gradi Celsius.

Copertura	α/ε
Alluminio dipinto di bianco	0,570
Alluminio Alloy 2024-T6	0,849
Alluminio dipinto di nero	1,061
Alluminio non trattato	1,460

Tabella 2.7: Rapporto α/ε

2.7.1 Primo modello

Nella figura 2.7.1 sono rappresentati i casi della temperatura minima ("cold scenario") e di quella massima ("hot scenario").

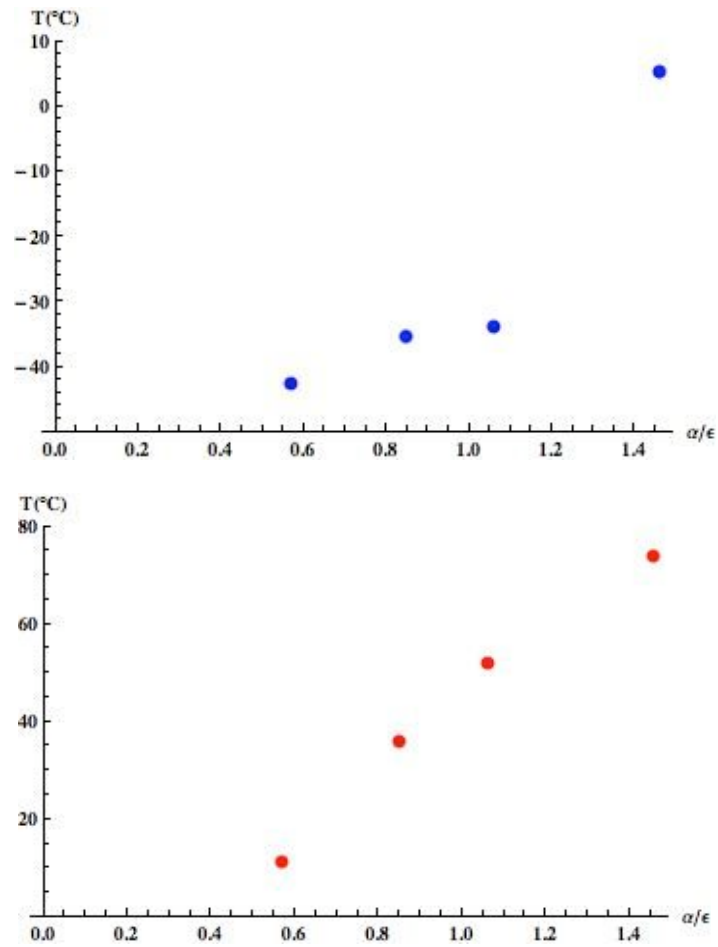


Figura 2.7.1: Temperatura minima e massima in funzione di α/ϵ

Come si può vedere, la temperatura aumenta all'aumentare del rapporto α/ϵ . Se questo rapporto è elevato, la superficie è calda, ovvero assorbe molto ma irradia poco; se il rapporto invece è basso, la superficie assorbe poco ma irradia molto.

2.7.2 Secondo modello

Nel secondo modello i grafici per la temperatura minima e massima in funzione di α/ϵ sono i seguenti:

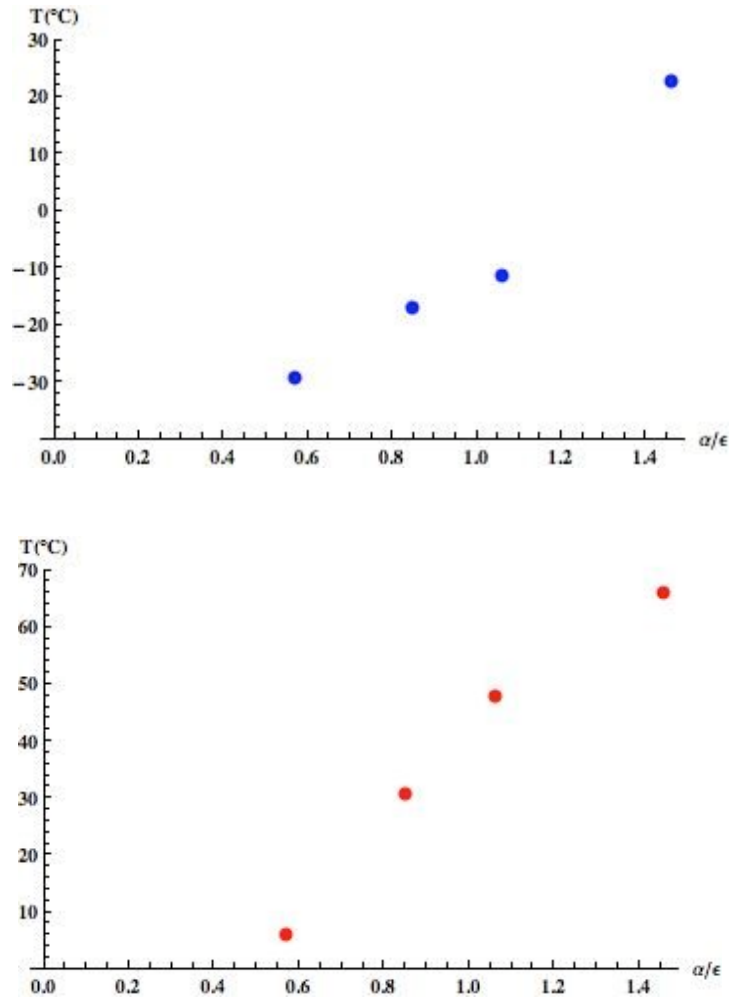


Figura 2.7.2: Temperatura minima e massima in funzione di α/ϵ

Anche in questo caso è evidente l'andamento crescente della temperatura.

3 CORRENTI PARASSITE E SISTEMI DI ASSETTO

Nella prima parte di questo capitolo vengono introdotti i concetti fondamentali che serviranno nelle simulazioni sull'assetto del satellite svolte nella seconda parte.

3.1 Correnti di Foucault

Quando un conduttore massiccio è investito da un campo magnetico variabile, oppure si muove in un campo (anche costante nel tempo purché vari il flusso del campo magnetico), si generano in esso correnti indotte, dette *correnti di Foucault* (o *correnti parassite*), la cui azione è tale da opporsi alla causa che la genera (*legge di Lenz*)[\[15\]](#). In alcuni casi le correnti di Foucault possono produrre effetti indesiderati. Per esempio, aumentano l'energia interna e di conseguenza possono causare un aumento della temperatura del materiale (per effetto Joule). Per questo motivo i materiali che si trovano in campi magnetici variabili sono spesso laminati cioè costituiti da molti strati sottili isolati l'uno dall'altro. Invece di un unico grande percorso le correnti di Foucault seguono molti percorsi più piccoli aumentando così la lunghezza totale del percorso e di conseguenza la resistenza corrispondente. D'altra parte l'effetto riscaldante delle correnti di Foucault può essere sfruttato a nostro vantaggio, come ad esempio avviene nelle fornaci ad induzione. Le correnti di Foucault producono gli stessi effetti di una corrente reale.

3.2 Spira in rotazione

Consideriamo una spira immersa in un campo magnetico costante.

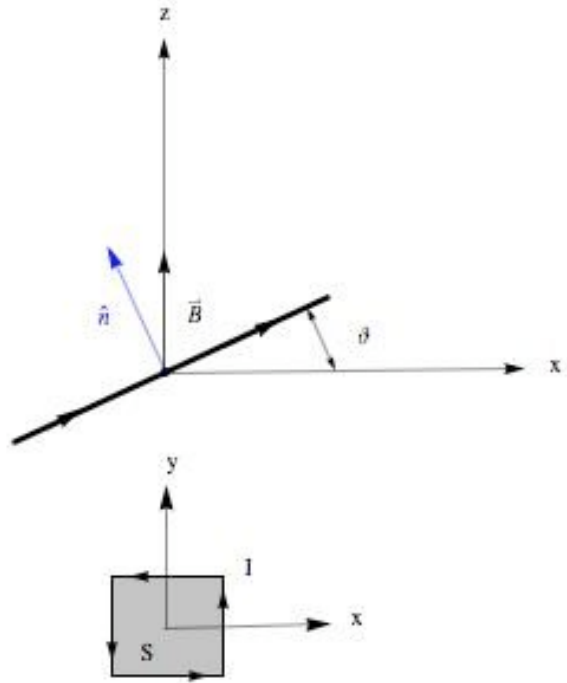


Figura 3.2: Spira in rotazione

La spira ruota attorno all'asse y ed il campo magnetico esterno è disposto lungo z come in figura 3.2.

Il flusso del campo magnetico attraverso una qualunque superficie S è definito da [15]

$$\Phi_B = \iint_S \vec{B} \cdot \hat{n} dS \quad (3.1)$$

Dove $\hat{n}$ è il versore normale alla superficie della spira.

L'unità di misura del flusso del campo magnetico nel SI è il Tesla per metro² ($T \cdot m^2$), che viene chiamato *weber*.

Per la spira in fig. 3.2 si ha

$$\Phi_B = BS \cos \vartheta \quad (3.2)$$

dove A è la superficie della spira, B è il modulo del campo magnetico esterno e ϑ è l'angolo tra la normale alla superficie e il campo stesso. Possiamo derivare

da questa espressione la forza elettromotrice indotta (f.e.m.) mediante la *legge dell' induzione di Faraday*

$$V_{f.e.m.} = -\frac{d\Phi_B}{dt} \quad (3.3)$$

ovvero la f.e.m. indotta in un circuito è uguale alla velocità con cui varia il flusso del campo magnetico attraverso il circuito, cambiato di segno.
Nel nostro caso

$$V_{f.e.m.} = BS \frac{d\vartheta}{dt} \sin \vartheta \quad (3.4)$$

La f.e.m. massima vale allora

$$V_{f.e.m.}^{\max} = BS \dot{\vartheta} \quad (3.5)$$

La resistenza della spira è pari a

$$R = \frac{\rho l}{s} \quad (3.6)$$

dove ρ è la resistività elettrica del conduttore espressa in ohm per metro ($\Omega \cdot m$), l è la lunghezza in m del conduttore e s è la sezione del conduttore in m^2 . La potenza dissipata nella spira (in W) risulta allora (*legge di Joule*)

$$P = \frac{V_{f.e.m.}^2}{R} = \frac{B^2 S^2 s \dot{\vartheta}^2 \sin^2 \vartheta}{\rho l} \quad (3.7)$$

che rappresenta l'energia dissipata nell'unità di tempo.

Possiamo calcolare a questo punto la potenza massima dissipata nella spira (in W) che vale

$$P_{\max} = \frac{V_{f.e.m.}^{\max 2}}{R} = \frac{B^2 S^2 \dot{\vartheta}^2 s}{\rho l} \quad (3.8)$$

La potenza media è invece

$$P_{media} = \frac{V_{f.e.m.}^{\max 2}}{2R} = \frac{B^2 S^2 \dot{\vartheta}^2 s}{2\rho l} \quad (3.9)$$

dove $\frac{1}{2}$ è il valor medio di $\sin^2$ su un periodo.

3.3 Potenza dissipata per effetto Joule in AtmoCube

Il satellite AtmoCube ha una struttura esterna in materiale conduttore (alluminio). L'espulsione dal vettore mediante il P-POD può imprimere al satellite una certa velocità angolare iniziale (*tip-off rate*). Ruotando immerso nel campo magnetico terrestre si possono produrre delle correnti elettriche parassite nella struttura metallica del satellite.

Consideriamo il satellite come una spira in alluminio, in rotazione con velocità angolare costante, nel campo magnetico terrestre, anch'esso costante.

La f.e.m. massima $V_{f.e.m.}^{\max}$ risulta

$V_{f.e.m.}^{\max} = 0,04 \cdot 10^{-6} \text{ V}$	Per una velocità angolare di 0,1 rad/s
$V_{f.e.m.}^{\max} = 0,4 \cdot 10^{-6} \text{ V}$	Per una velocità angolare di 1 rad/s

La potenza massima $P_{\max}$ dissipata nel satellite risulta

	$s = 0,5 \text{ cm}^2$	$s = 1 \text{ cm}^2$
0,1 rad/s	$7,27 \cdot 10^{-12} \text{ W}$	$1,45 \cdot 10^{-11} \text{ W}$
1 rad/s	$7,27 \cdot 10^{-10} \text{ W}$	$1,45 \cdot 10^{-9} \text{ W}$

e per la potenza media P_{media} si ha

	$s = 0,5 \text{ cm}^2$	$s = 1 \text{ cm}^2$
0,1 rad/s	$3,635 \cdot 10^{-12} \text{ W}$	$0,725 \cdot 10^{-11} \text{ W}$
1 rad/s	$3,635 \cdot 10^{-10} \text{ W}$	$0,725 \cdot 10^{-9} \text{ W}$

I parametri utilizzati sono riportati nella tabella sottostante,

B	Campo magnetico terrestre	$0,4 \cdot 10^{-4} \text{ Tesla (T)}$
S	Superficie della spira	10^{-4} m^2
l	Lunghezza del conduttore	0,4m
s	Sezione del conduttore	$0,5 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$ e $1 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$
ρ	Resistività elettrica dell'alluminio	$2,75 \cdot 10^{-8} \Omega \cdot \text{m}$ (a 20°C)

L'azione delle correnti di Foucault è quella di opporsi alla causa che le ha generate. L'origine di tali correnti sta nel moto rotazionale del satellite. E' possibile allora stimare il tempo necessario affinché tale moto si arresti per effetto delle sole correnti parassite. L'energia cinetica rotazionale viene così trasformata in calore per effetto Joule.

L'energia cinetica di un cubo d'alluminio di densità costante in rotazione rispetto ad un'asse fisso passante per il centro di massa è

$$E = \frac{1}{2} I \omega^2 \quad (3.10)$$

dove ω è la velocità angolare di rotazione e I è il momento di inerzia rispetto all'asse di simmetria considerato. Per un cubo di densità costante di massa M e spigolo a il momento d'inerzia risulta [16]

$$I = \frac{1}{6} M a^2 \quad (3.11)$$

Per un cubo di 1 kg e spigolo di 10 cm si trova un valore di $0,17 \cdot 10^{-2} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$. Si ottiene un'energia cinetica di rotazione pari a

$T = 8,5 \cdot 10^{-6} \text{ J}$	Per $\omega = 0,1 \text{ rad/s}$
$T = 8,5 \cdot 10^{-4} \text{ J}$	Per $\omega = 1 \text{ rad/s}$

La potenza P considerata nel paragrafo precedente non è altro che la velocità di trasferimento dell'energia. Ponendo

$$\omega = \frac{d\vartheta}{dt} \quad (3.12)$$

possiamo allora scrivere

$$\frac{dE}{dt} = -P_{media} = -\frac{B^2 S^2 \omega^2}{2R} \quad (3.13)$$

ma dalla (3.10)

$$\omega^2 = \frac{2E}{I} \quad (3.14)$$

Sostituendo la relazione (3.14) nella (3.13) si ottiene

$$\frac{dE}{dt} = -\frac{B^2 S^2 E}{RI} \quad (3.15)$$

che risolvendo con la condizione iniziale

$$E(t=0) = \frac{1}{2} I \omega^2 \equiv E_0 \quad (3.16)$$

fornisce

$$E = E_0 e^{-\frac{t}{t_0}} \quad (3.17)$$

dove

$$t_0 = \frac{RI}{B^2 S^2} \quad (3.18)$$

Nell'equazione differenziale di partenza abbiamo considerato una velocità media di trasferimento dell'energia. Nei grafici sottostanti è rappresentato l'andamento dell'energia in funzione del tempo nei diversi casi. Nei grafici il tempo t va fino a 10^7 s corrispondenti a circa 116 giorni.

- Per $s = 0,5 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$ e $\omega = 0,1 \text{ rad/s}$

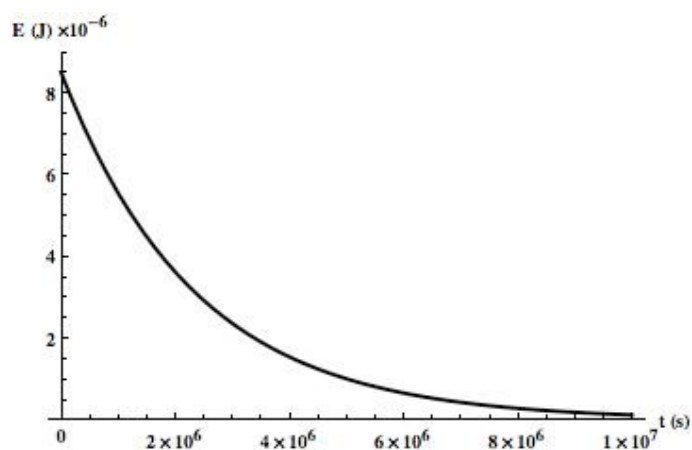


Figura 3.3.1: Andamento dell'energia

- Per $s = 0,5 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$ e $\omega = 1 \text{ rad/s}$

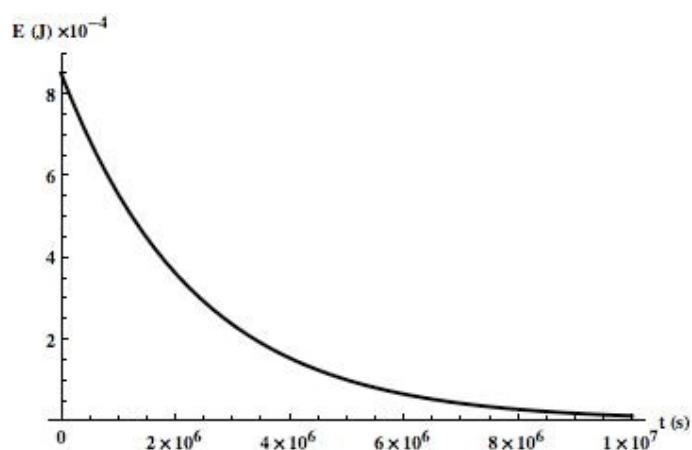


Figura 3.3.2: Andamento dell'energia

- Per $s = 1 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$ e $\omega = 0,1 \text{ rad/s}$

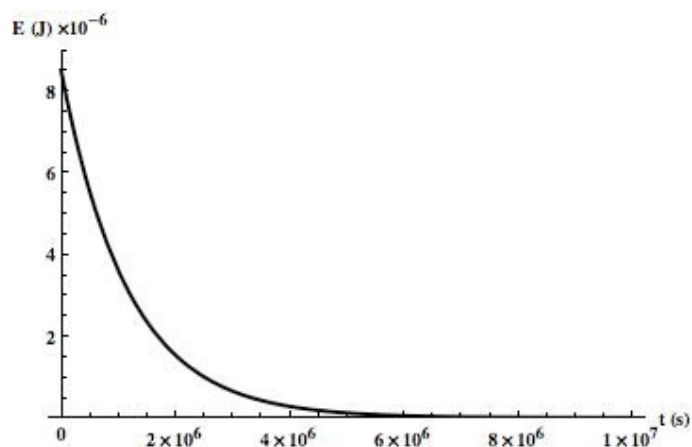


Figura 3.3.3: Andamento dell'energia

- Per $s = 1 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$ e $\omega = 1 \text{ rad/s}$

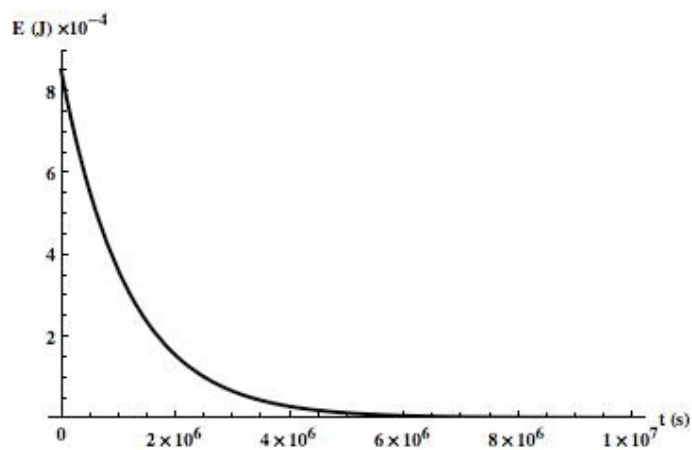


Figura 3.3.4: Andamento dell'energia

L'andamento esponenziale non dipende dalla velocità angolare di rotazione ω . L'aumento della sezione del conduttore comporta una diminuzione della resistenza della spira. La potenza dissipata è maggiore e pertanto l'energia va a zero più velocemente.

3.4 Controllo dell'assetto di un satellite

Un satellite libero nello spazio è soggetto a piccole ma persistenti torsioni tali da disorientarlo. Le sorgenti esterne di disturbo sono:

- Gradiente di gravità
- Campo magnetico terrestre
- Radiazione solare
- Aerodinamica

L' *Attitude Determination and Control Subsystem (ACDS)* ha il compito di stabilizzare ed orientare nella direzione voluta il veicolo [5]. E' necessario allora che il veicolo determini il proprio assetto mediante dei sensori e lo controlli con dei attuatori. Esistono molteplici tecniche di controllo dell'assetto che possono essere suddivise in *passive* e *attive* [17].

3.4.1 Tecniche di controllo passive

- Controllo a gradiente di gravità

Gradiente di Gravità	
Descrizione	Sfrutta le proprietà inerziali del veicolo per mantenerlo puntato in direzione della Terra. Sfrutta la tendenza di un corpo "allungato" a disporsi con l'asse di minima inerzia nella direzione della verticale locale.
Accuratezza tipica	$\pm 5^\circ$
Vantaggi	Utile per veicoli con payload di tipo " <i>nadir-pointing</i> " Semplice e passivo.
Svantaggi	Vincoli sulla geometria delle masse. Utilizzabile solo in orbite basse. Richiedono tecniche di smorzamento per piccole oscillazioni indotte dalle perturbazioni (<i>librazione</i>) attorno al vettore nadir. Solo due assi possono essere controllati.

- Magneti permanenti

Magneti Permanenti	
Descrizione	La presenza di magneti permanenti a bordo del satellite, forzano il suo allineamento con il campo magnetico terrestre. Un magnete permanente posizionato lungo un'asse del satellite tenderà ad allinearli lungo le linee del campo secondo la legge: $\vec{T}_m(t) = \vec{\mu} \times \vec{B}(t)$ dove $\vec{\mu} = \frac{B_r V}{\mu_0} \hat{n}$ con B_r induzione residua del magnete, V volume del magnete, μ_0 permeabilità magnetica del vuoto e $\hat{n}$ versore dell'asse del magnete.
Accuratezza tipica	$\pm 5^\circ$
Vantaggi	Semplice e passivo.
Svantaggi	Non dà coppia nella direzione del campo magnetico. Dipende dal campo magnetico terrestre. Utilizzabile per orbite basse. Richiede tecniche di smorzamento per frenare le oscillazioni.

- Controllo a stabilizzazione dello spin

Spin	
Descrizione	Il veicolo, messo in rotazione rispetto ad un'asse, sfrutta il principio della rigidità giroscopica. L'asse di rotazione manifesta una tendenza a rimanere fisso sotto l'azione di un impulso di coppia in misura proporzionale al momento angolare. La stabilità del moto si realizza se l'asse di spin è l'asse di massima inerzia del veicolo.
Accuratezza tipica	Da $\pm 0,1^\circ$ a $\pm 1^\circ$
Vantaggi	Passivo e accurato. Media i flussi termici.
Svantaggi	Vincoli sulla geometria delle masse. Consente puntamenti intermittenti. Richiede combustibile per le manovre di ripuntamento.

Dual Spin	
Descrizione	In questo modo si ovvia al problema del puntamento intermittente. Si utilizza un rotore ad elevata velocità e una piattaforma coassiale rotante a bassa velocità (una rotazione per orbita). Sulla piattaforma sono montati gli strumenti che devono mantenere il puntamento.
Accuratezza tipica	Da $\pm 0,1^\circ$ a $\pm 1^\circ$
Vantaggi	Continuità nel puntamento.
Svantaggi	Complessità e affidabilità del meccanismo.

3.4.2 Tecniche di controllo attive

Queste tecniche consentono manovre stabili e accurate ma risultano molto costose. Il controllo di torsione attorno ai tre assi richiede una combinazione di diversi dispositivi: ruote (di reazione e di momento), *control moment gyro*, propulsori o dispositivi di torsione magnetica. I primi due sistemi possono assumere due forme: una chiamata “zero momentum” e utilizza una ruota di reazione su ogni asse, l'altra utilizza il “momentum bias” e consiste nell'inserimento di un'unica ruota lungo l'asse di beccheggio (asse pitch, vedere fig. 3.4.2).

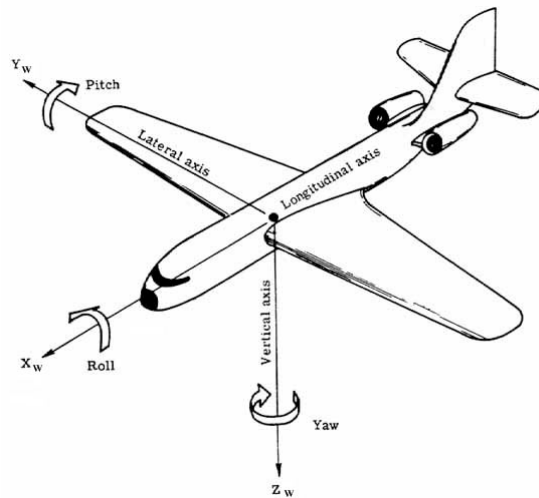


Figura 3.4.2: Assi Roll, Pitch e Yaw

Gli attuatori comunemente utilizzati per il controllo dell'assetto sono:

- Propulsori e gas jet

Propulsori e Gas Jet	
Descrizione	Provocano una torsione espellendo una certa quantità di massa con asse non passante per il centro di massa.
Accuratezza tipica	Da $\pm 0,1^\circ$ a $\pm 5^\circ$
Vantaggi	Non risentono della quota. Intensa ed istantanea torsione in ogni punto dell'orbita.
Svantaggi	C'è bisogno di combustibile a bordo. Spinta non controllabile. Il materiale eiettato può contaminare il veicolo.

- Ruote di reazione

Ruote di Reazione	
Descrizione	Ruota dotata di notevole momento d'inerzia controllata da un motore elettrico. Facendola ruotare si mette in rotazione il satellite nella direzione opposta. Si ha scambio di momento angolare tra la ruota e il satellite. Velocità nominale nulla. Per un controllo su tre assi sono necessarie tre ruote.
Accuratezza tipica	Da $\pm 0,001^\circ$ a $\pm 1^\circ$
Vantaggi	Controllo accurato.
Svantaggi	Una per ogni asse. Immagazzinamento del momento angolare è limitato alla capacità della ruota.

- Ruote di momento

Ruote di Momento	
Descrizione	Operano utilizzando il <i>momentum bias</i> . Ruotano a velocità nominale di spin più elevata. A causa della rigidità giroscopica sono in grado di resistere alle torsioni esterne.
Accuratezza tipica	Da $\pm 0,1^\circ$ a $\pm 1^\circ$
Vantaggi	Controllo accurato.
Svantaggi	Non esercitano torsioni esterne sul satellite. Possono saturare

- Control Moment Gyro (CMG)

Control Moment Gyro	
Descrizione	Rotore che gira a velocità costante montato su una sospensione cardanica attuate da motore elettrico.
Accuratezza tipica	Da $\pm 0,001^\circ$ a $\pm 1^\circ$
Vantaggi	Controllo accurato.
Svantaggi	Dispositivi complessi che necessitano di numerose risorse di sistema. Uno per ogni asse.

- Magnetic Torquer

Magnetic Torquer	
Descrizione	Sono delle bobine alimentate in modo da modificare il momento di dipolo magnetico residuo. Si possono ottenere torsioni di controllo secondo la relazione $\vec{T}_C(t) = \vec{\mu}_b \times \vec{B}(t)$ con $\vec{\mu}_b = INA \hat{n}$ dove I è la corrente che circola nella bobina, N è il numero di avvolgimenti, A è l'area delle spire e $\hat{n}$ è il versore della normale alla superficie della bobina.
Accuratezza tipica	
Vantaggi	Non necessitano di combustibile. Facilmente controllabile. Desaturazione.
Svantaggi	Efficaci dove il campo magnetico terrestre è più intenso. Orbite basse.

3.5 Dinamica di un corpo rigido in rotazione

Cominciamo con il definire le grandezze fisiche che ci interessano.

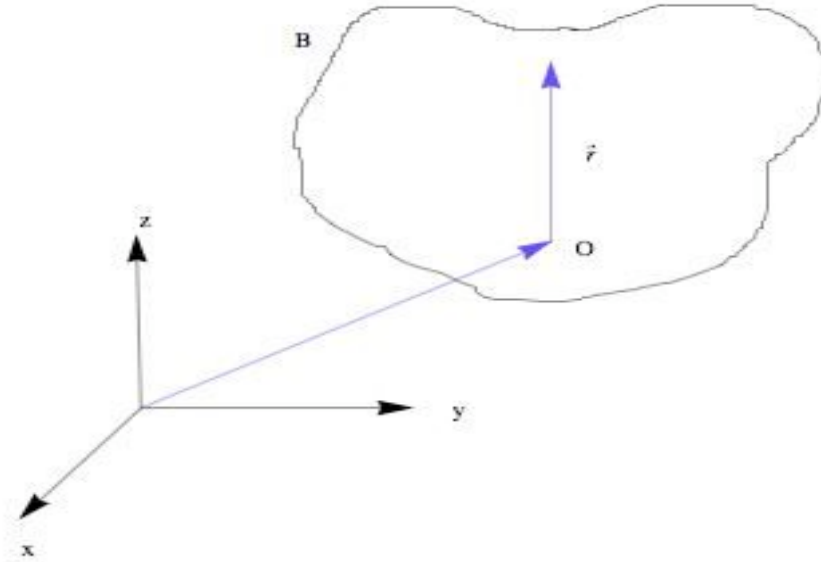


Figura 3.5: Sistemi di riferimento

Il momento della quantità di moto (momento angolare) riferito ad un sistema di riferimento solidale con il corpo rigido, la cui origine O (punto stazionario) coincide con quella del sistema di riferimento inerziale xyz, è dato da [18]

$$d\vec{L}_B = \vec{r} \times \vec{v} dm \quad (3.19)$$

Per tutto il corpo rigido "B"

$$\vec{L}_B = \int_B \vec{r} \times \vec{v} dm \quad (3.20)$$

La velocità assume la forma

$$\vec{v} = \vec{\omega}_{B/I} \times \vec{r} \quad (3.21)$$

dove $\vec{\omega}_{B/I}$ è la velocità angolare del corpo rigido rispetto al sistema inerziale xyz.

Risolvendo l'integrale si ha

$$\vec{L}_B = \int_B \vec{r} \times (\vec{\omega}_{B/I} \times \vec{r}) dm \quad (3.22)$$

Poniamo

$$\vec{\omega}_{B/I} = \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \quad (3.23)$$

e

$$\vec{r} = \begin{pmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{pmatrix} \quad (3.24)$$

Risolvendo i prodotti vettoriali si ha

$$\vec{r} \times (\vec{\omega}_{B/I} \times \vec{r}) = \begin{pmatrix} \omega_x y^2 - \omega_y xy + \omega_x z^2 - \omega_z xz \\ \omega_y z^2 - \omega_z yz + \omega_y x^2 - \omega_x xy \\ \omega_z x^2 - \omega_x xz + \omega_z y^2 - \omega_y yz \end{pmatrix} \quad (3.25)$$

Definiamo la matrice d'inerzia

$$I_B = \begin{pmatrix} I_{xx} = \int_B (y^2 + z^2) dm & I_{xy} = - \int_B xy dm & I_{xz} = - \int_B xz dm \\ I_{yx} = - \int_B yz dm & I_{yy} = \int_B (x^2 + z^2) dm & I_{yz} = - \int_B yz dm \\ I_{zx} = - \int_B zx dm & I_{zy} = - \int_B zy dm & I_{zz} = \int_B (x^2 + y^2) dm \end{pmatrix} \quad (3.26)$$

Possiamo allora scrivere

$$\vec{L}_B = I_B \vec{\omega}_{B/I} \quad (3.27)$$

Per lo studio della dinamica rotatoria partiamo dall'equazione fondamentale [19]

$$\frac{d\vec{L}_I}{dt} = \vec{T}_{ext,I} \quad (3.28)$$

dove il pedice I sta ad indicare il sistema di riferimento inerziale xyz.

La derivata rispetto al tempo, nel sistema di riferimento inerziale, del momento angolare totale è uguale al momento delle forze esterne.

In assi corpo abbiamo visto che

$$\vec{L}_B = \begin{pmatrix} I_{xx}\omega_x + I_{xy}\omega_y + I_{xz}\omega_z \\ I_{yx}\omega_x + I_{yy}\omega_y + I_{yz}\omega_z \\ I_{zx}\omega_x + I_{zy}\omega_y + I_{zz}\omega_z \end{pmatrix} \quad (3.29)$$

Possiamo scrivere la derivata temporale di $\vec{L}_B$ come [19]

$$\frac{d\vec{L}_B}{dt} + \vec{\omega}_{B/I} \times \vec{L}_B = \vec{T}_{ext,B} \quad (3.30)$$

che sviluppando porta ad un sistema di equazioni differenziali del primo ordine non lineari fortemente accoppiate. Tale sistema si semplifica notevolmente se esprimiamo tutto nel sistema d'assi principali d'inerzia. Tutti i termini contenenti i prodotti d'inerzia si annullano e si ha

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_z\omega_y = T_x \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z = T_y \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_y\omega_x = T_z \end{cases} \quad (3.31)$$

Queste equazioni prendono il nome d'*equazioni di Eulero*.

3.5.1 Satellite con simmetria assiale

In un sistema di riferimento, solidale con il corpo in rotazione, i cui assi sono allineati con gli assi principali d'inerzia la dinamica del corpo rigido è completamente descritta dalle *equazioni di Eulero*.

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y)\omega_z\omega_y = T_x \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z)\omega_x\omega_z = T_y \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x)\omega_y\omega_x = T_z \end{cases} \quad (3.32)$$

dove I_x, I_y, I_z sono i momenti principali d'inerzia e T_x, T_y, T_z sono le torsioni agenti sugli assi.

Consideriamo il caso di un satellite con simmetria assiale, che avendo due momenti principali d'inerzia uguali tra loro, rende un'equazione disaccoppiata dalle altre due. Supponiamo allora $I_x = I_y$.

Supponiamo inoltre che le coppie applicate siano nulle. Possiamo allora studiare il moto spontaneo del satellite conoscendo le condizioni iniziali.

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= 0 \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= 0 \\ I_z \dot{\omega}_z &= 0 \end{aligned} \quad (3.33)$$

L'ultima equazione porta a

$$\omega_z = \text{costante} \equiv \omega_{z0} \quad (3.34)$$

Inoltre se le coppie applicate sono nulle anche l'energia cinetica ed il momento angolare sono costanti. Combinando le prime due equazioni, una moltiplicandola per ω_x e l'altra per ω_y , si ottiene

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x \omega_x + I_y \dot{\omega}_y \omega_y &= 0 \\ \dot{\omega}_x \omega_x + \dot{\omega}_y \omega_y &= 0 \\ \frac{d}{dt}(\omega_x^2 + \omega_y^2) &= 0 \\ (\omega_x^2 + \omega_y^2) &= \text{costante} \end{aligned} \quad (3.35)$$

ovvero il modulo di $\vec{\omega}$ è costante. Affinché il modulo sia costante, o le componenti x ed y delle velocità angolari sono fisse oppure la sua proiezione sul piano xy percorre una circonferenza.

Risolviamo ora le prime due equazioni. Posto,

$$\lambda = \frac{(I_z - I_x) \omega_z}{I_x} \quad (3.36)$$

costante caratteristica del corpo, le equazioni assumono la forma

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x + \lambda \omega_y &= 0 \\ \dot{\omega}_y + \lambda \omega_x &= 0 \end{aligned} \quad (3.37)$$

Derivando la prima e sostituendo la seconda si ottiene

$$\ddot{\omega}_x + \lambda^2 \omega_x = 0 \quad (3.38)$$

che è l'equazione di un oscillatore armonico che ha per soluzione

$$\omega_x = a \cos(\lambda t) + b \sin(\lambda t) \quad (3.39)$$

quindi

$$\dot{\omega}_x = -a\lambda \sin(\lambda t) + b\lambda \cos(\lambda t) \quad (3.40)$$

con condizioni iniziali

$$\begin{aligned} \omega_x(0) &= \omega_{x0} \\ \dot{\omega}_x(0) &= \dot{\omega}_{x0} \\ \omega_y(0) &= \omega_{y0} \\ \dot{\omega}_y(0) &= \dot{\omega}_{y0} \end{aligned} \quad (3.41)$$

Si ottiene perciò

$$\omega_x = \omega_{x0} \cos(\lambda t) + \frac{\dot{\omega}_{x0}}{\lambda} \sin(\lambda t) \quad (3.42)$$

Dalla seconda si ricava poi

$$\omega_y = -\frac{\dot{\omega}_x}{\lambda} \quad (3.43)$$

Quindi si ottiene

$$\begin{aligned} \omega_x &= \omega_{x0} \cos(\lambda t) - \omega_{y0} \sin(\lambda t) \\ \omega_y &= \omega_{x0} \sin(\lambda t) + \omega_{y0} \cos(\lambda t) \end{aligned} \quad (3.44)$$

Per dimostrare che ω_{xy} percorre una circonferenza esprimiamolo come un numero complesso

$$\omega_{xy} = \omega_x + i\omega_y = (\omega_{x0} + i\omega_{y0})[\cos(\lambda t) + i\sin(\lambda t)] \quad (3.45)$$

che è un moto armonico nel piano. Dobbiamo distinguere il caso in cui I_z è il massimo momento d'inerzia ($\lambda > 0$) dal caso in cui è il minimo ($\lambda < 0$).

3.5.2 Moto del satellite con magnetic torquer

Riprendiamo le equazioni di Eulero (3.32) e poniamo $I_x = I_y = I_z \equiv I_k$.
Otteniamo in questo modo tre equazioni disaccoppiate

$$\begin{aligned} I_k \dot{\omega}_x &= T_x \\ I_k \dot{\omega}_y &= T_y \\ I_k \dot{\omega}_z &= T_z \end{aligned} \quad (3.46)$$

E' il sistema più semplice che possiamo studiare. Le equazioni di Eulero si riferiscono al sistema di riferimento degli assi principali d'inerzia.
Sia xyz un sistema di riferimento inerziale disposto come in figura 3.5.2.

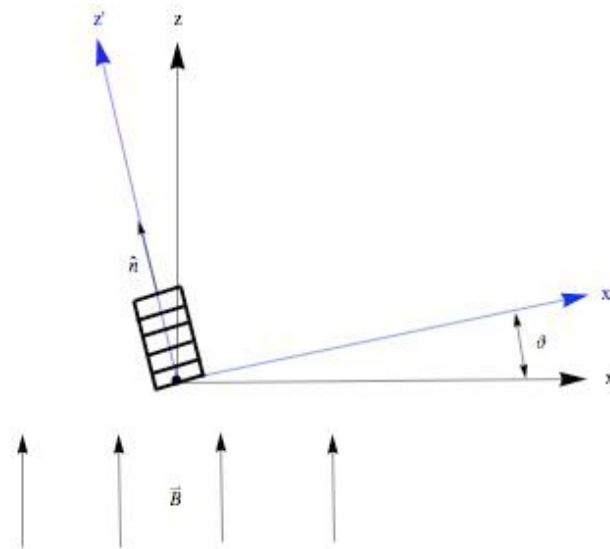


Figura 3.5.2: Sistemi di riferimento

Consideriamo il nostro satellite cubico con spigolo pari a 10 cm di densità costante e massa di 1 kg i cui assi principali d'inerzia coincidono con il sistema di riferimento $x'y'z'$ (figura 3.5.2).

L'angolo ϑ è misurato dall'asse x . Esaminiamo solamente la rotazione del satellite rispetto all'asse fisso y . L'equazione del moto è

$$I_k \dot{\omega}_y = T_y \quad (3.47)$$

Prendiamo una spira disposta lungo l'asse z' (figura 3.5.2) all'interno del cubo. Scriviamo l'equazione del moto nel sistema degli assi principali d'inerzia.

La torsione agente sull'asse y è

$$\vec{T} = \vec{\mu} \times \vec{B} \quad (3.48)$$

con

$$\vec{\mu} = INA \hat{n} = INA \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (3.49)$$

nel sistema di riferimento $x'y'z'$.

Le componenti del campo magnetico esterno risultano

$$\vec{B} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ B \end{pmatrix} \quad (3.50)$$

nel sistema di riferimento inerziale xyz . Dobbiamo proiettarlo nel sistema di riferimento $x'y'z'$. Applichiamo la matrice di trasformazione

$$T_{xyz \rightarrow x'y'z'} = \begin{pmatrix} \cos \vartheta & 0 & -\sin \vartheta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \vartheta & 0 & \cos \vartheta \end{pmatrix} \quad (3.51)$$

Si ha allora che

$$\vec{B} = \begin{pmatrix} -B \sin \vartheta \\ 0 \\ B \cos \vartheta \end{pmatrix} \quad (3.52)$$

La torsione risultante è

$$T_y = -INAB \sin \vartheta \quad (3.53)$$

Per l'asse y possiamo scrivere allora la seguente equazione del moto,

$$I_k \dot{\omega}_y = -INAB \sin \vartheta \quad (3.54)$$

ma per il sistema in esame

$$\dot{\omega}_y = \ddot{\vartheta} \quad (3.55)$$

e quindi

$$I_k \ddot{\vartheta} = -INAB \sin \vartheta \quad (3.56)$$

dove

I	Corrente che circola nella spira in Ampere (A)
N	Numero d'avvolgimenti
A	Superficie della bobina
I_k	Momento d'inerzia in $\text{kg} \cdot \text{m}^2$
B	Campo magnetico esterno in Tesla (T)

Per angoli piccoli possiamo porre

$$\sin \vartheta \approx \vartheta \quad (3.57)$$

e otteniamo l'equazione di un oscillatore armonico

$$I_k \ddot{\vartheta} = -INAB \vartheta \quad (3.58)$$

di periodo

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{I_k}{INAB}} \quad (3.59)$$

La frequenza è allora

$$\omega = \frac{2\pi}{T} = \sqrt{\frac{INAB}{I_k}} \quad (3.60)$$

Abbiamo supposto costante il campo magnetico terrestre e diretto lungo z.

3.5.3 Effetto delle correnti parassite

Nell'equazione del moto teniamo ora in considerazione anche l'effetto delle correnti parassite. Tornando al modello della spira visto nel paragrafo 3.2, calcoliamo la torsione esterna esercitata sul satellite. Analogamente a quanto visto nel paragrafo precedente possiamo scrivere

$$T_{y,F} = -\frac{V_{f.e.m.}}{R} SB \sin \vartheta \quad (3.61)$$

La torsione, dovuta alle correnti parassite, agente sull'asse y è allora

$$T_{y,F} = -\frac{S^2 B^2}{R} \dot{\vartheta} \sin^2 \vartheta \quad (3.62)$$

L'equazione del moto completa assume la forma

$$I_k \ddot{\vartheta} = T_y + T_{y,F} \quad (3.63)$$

ovvero

$$I_k \ddot{\vartheta} = -INAB \sin \vartheta - \frac{S^2 B^2}{R} \dot{\vartheta} \sin^2 \vartheta \quad (3.64)$$

R è la resistenza del conduttore in Ohm (Ω) e S è l'area della spira in m^2 .

3.6 Risultati numerici

Le equazioni del moto (3.56) e (3.64) sono state risolte numericamente per diverse condizioni iniziali. Nelle simulazioni si è posto

$$INA = 0,56 \text{ A} \cdot \text{m}^2 \quad (3.65)$$

In un primo tempo l'assetto del satellite doveva essere controllato da un magnete permanente caratterizzato da

Magnete Permanente		
B_r	Induzione Residua	1,25 T
V	Volume	$565,49 \cdot 10^{-9} \text{ m}^3$

Che forniscono un momento di dipolo magnetico pari a

$$\mu = \frac{B_r V}{\mu_0} = 0,56 \text{ A} \cdot \text{m}^2 \quad (3.66)$$

dove μ_0 è la permeabilità magnetica del vuoto che vale $4\pi \cdot 10^{-7} \text{ T} \cdot \text{m/A}$.

Successivamente si è deciso di sostituire il magnete con un magnetic torquer il cui dimensionamento deve essere ancora valutato.

Gli altri parametri utilizzati nelle simulazioni sono

I_k	$0,17 \cdot 10^{-2} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
B	$0,4 \cdot 10^{-4} \text{ T}$
R	$1,1 \cdot 10^{-4} \Omega$
S	10^{-2} m^2

Le simulazioni sono state effettuate per tempi fino a 10^7 secondi corrispondenti a circa 116 giorni.

3.6.1 Simulazione in assenza di correnti parassite

In assenza di correnti parassite, nell'approssimazione di angoli piccoli, applicando la relazione (3.59) otteniamo un periodo T di circa 55 secondi.

Nella figura 3.6.1a è riportata la soluzione $\vartheta(t)$ dell'equazione differenziale (3.56) per i primi 500 secondi e nella figura 3.6.1b la curva d'involuppo per l'intera simulazione. Gli angoli sono espressi in gradi.

Nella simulazione si sono poste come condizioni iniziali: $\vartheta(t=0) = 45^\circ$ e $\dot{\vartheta}(t=0) = 0$.

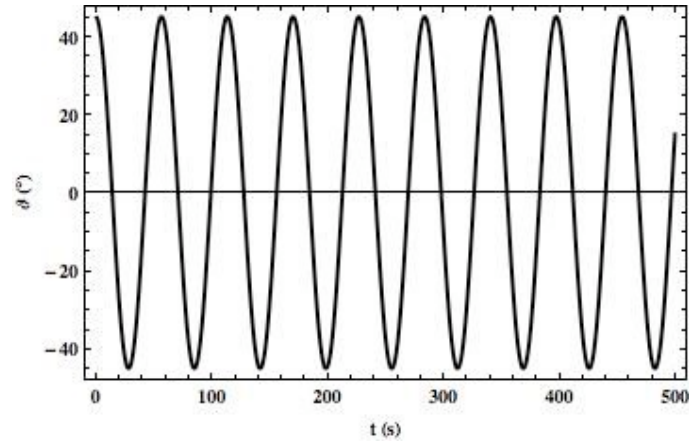


Figura 3.6.1a: Andamento di $\vartheta(t)$ nei primi 500 secondi

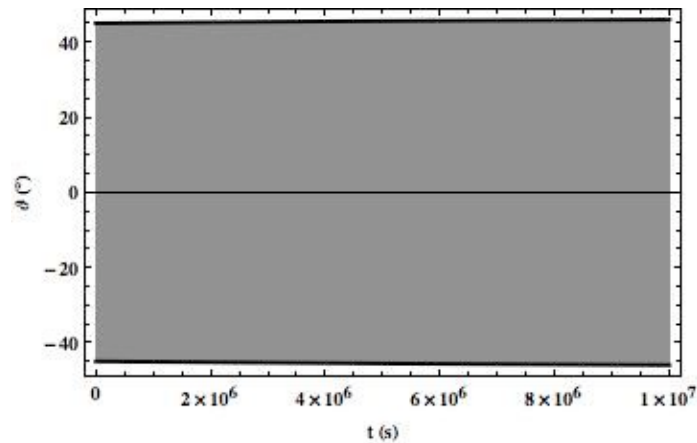


Figura 3.6.1b: Curva d'involuppo

L'andamento è oscillatorio con periodo di circa 55 secondi. L'ampiezza delle oscillazioni rimane intorno ai 45° . Alla fine della simulazione è di circa 46° . Ciò è dovuto all'integrazione numerica.

3.6.2 Simulazione con correnti parassite

L'andamento di $\vartheta(t)$, soluzione dell'equazione differenziale (3.64), è rappresentato nei grafici sottostanti unitamente alle curve d'involuppo.

Nella prima simulazione si sono fissate come condizioni iniziali: $\vartheta(t=0) = 75^\circ$ e $\dot{\vartheta}(t=0) = 0$. Nella figura 3.6.2a è rappresentato l'andamento della soluzione.

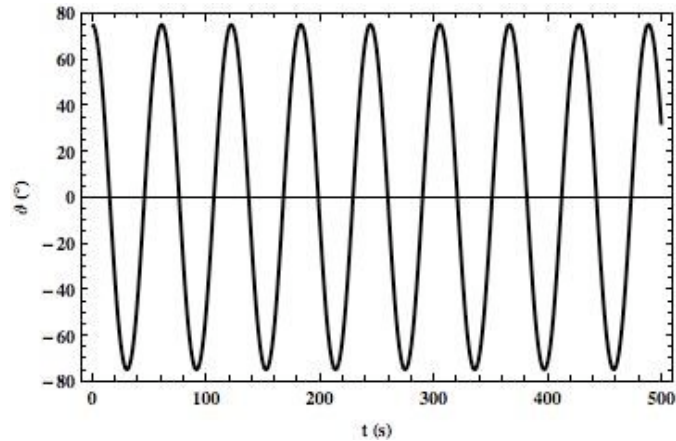


Figura 3.6.2a: Andamento di $\vartheta(t)$ nei primi 500 secondi

Nella figura 3.6.2b è rappresentata la curva d'involuppo per l'intera simulazione.

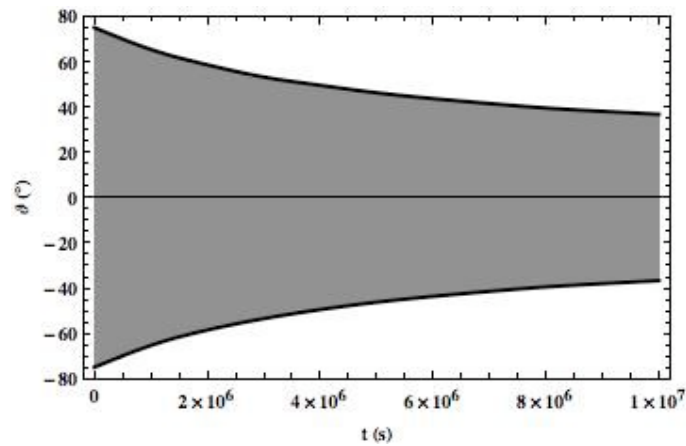


Figura 3.6.2b: Curva d'involuppo

Negli ultimi 500 secondi le oscillazioni si sono ridotte a circa 37° . L'ampiezza decade con una modulazione rappresentata dalle curve in grassetto.

In questa seconda simulazione si è posto invece: $\vartheta(t=0) = 45^\circ$ e $\dot{\vartheta}(t=0) = 0$

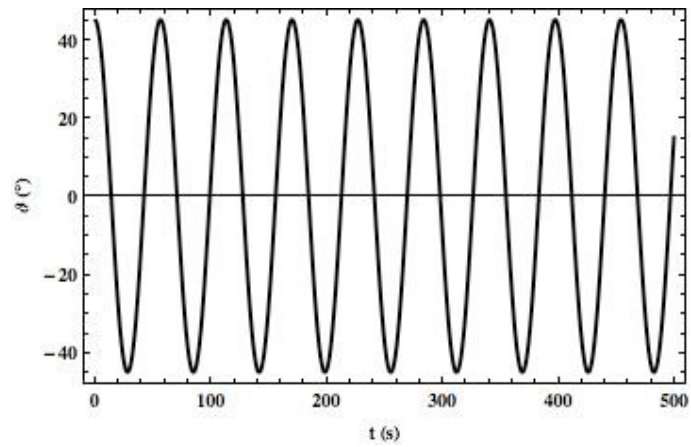


Figura 3.6.2c: Andamento di $\vartheta(t)$ nei primi 500 secondi

Nella figura 3.6.2d è rappresentata la curva d'involuppo.

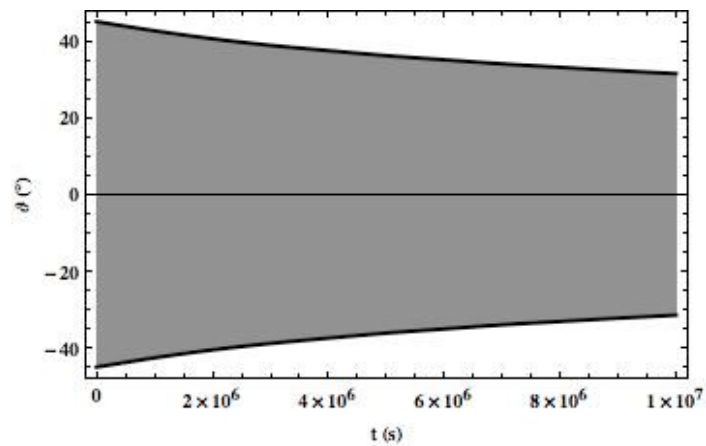


Figura 3.6.2d: Curva d'involuppo

Negli ultimi 500 secondi le oscillazioni si sono ridotte a circa 31° .

4 CONCLUSIONI

Per quanto riguarda gli aspetti termici del satellite AtmoCube, le simulazioni fatte hanno lo scopo di fornire un'indicazione sull'andamento della temperatura raggiunta dal satellite nelle prime orbite.

AtmoCube sarà esposto a tre principali sorgenti di calore esterno:

- Radiazione solare diretta
- Radiazione solare riflessa (albedo)
- Infrarosso terrestre

A queste sorgenti di calore va aggiunta la potenza dissipata internamente dalle componenti elettroniche del satellite. Durante il periodo diurno dell'orbita saranno presenti tutte le sorgenti esterne di calore, mentre nel periodo in ombra avremo solamente la radiazione infrarossa terrestre e la dissipazione interna.

Nelle simulazioni sono stati inoltre presi in considerazione diversi possibili trattamenti delle superfici esterne del satellite. In questo modo è possibile avere un'indicazione su quale trattamento garantisce un intervallo di temperatura tale da assicurare la "sopravvivenza" e il buon funzionamento di tutti i sistemi di AtmoCube nonché della strumentazione scientifica.

Sono stati sviluppati due modelli in modo tale da avere due sistemi con diversa inerzia termica. Sono stati inoltre considerati due scenari, "cold scenario" e "hot scenario". In questo modo sono state analizzate due situazioni estreme: nella prima sono stati presi i valori minimi possibili del flusso solare, di quello infrarosso e dell'albedo mentre nel secondo quelli massimi. Nella tabella sottostante è riportata la temperatura minima e massima assoluta ottenuta nei due modelli.

	Primo modello	Secondo modello
$T_{\min} (^{\circ}\text{C})$	-60,7	-53,3
$T_{\max} (^{\circ}\text{C})$	73,9	65,9

Tabella 4.1: *Temperatura minima e massima assoluta*

La temperatura massima è in entrambi i modelli sotto i limiti d'operatività per il magnetometro, il GPS, il trasmettitore, il ricevitore e il computer. Per la batteria e il dosimetro è invece superiore. La temperatura minima è in entrambi i modelli troppo bassa per tutti i sistemi considerati.

Il 57% della superficie totale di AtmoCube è in alluminio. Possiamo trattare per il controllo termico solamente questa porzione di superficie.

Nelle simulazioni svolte abbiamo preso in considerazione quattro diversi possibili trattamenti:

- Alluminio dipinto di bianco
- Alluminio Alloy 2024-T6
- Alluminio dipinto di nero
- Alluminio non trattato

L'alluminio dipinto di nero e l'alluminio non trattato sembrano essere le coperture migliori ovvero quelli che garantiscono un intervallo di temperatura non lontano dai limiti riportati nella tabella 2.2. Questo soprattutto per il secondo modello. Nella tabella 4.2 sono indicati i valori di temperatura minima e massima media per l'alluminio dipinto di nero e l'alluminio grezzo nel primo e secondo modello.

	Primo modello	Secondo modello
$T_{\min}^{media} (^{\circ}\text{C})$	-41,7	-23,1
$T_{\max}^{media} (^{\circ}\text{C})$	30,4	25,4

	Primo modello	Secondo modello
$T_{\min}^{media} (^{\circ}\text{C})$	-5,4	8,0
$T_{\max}^{media} (^{\circ}\text{C})$	50,1	43,0

Tabella 4.2: *Temperatura min e max media per l'alluminio dipinto di nero e grezzo*

Nel secondo modello, per l'alluminio dipinto di nero, la temperatura minima è inferiore a quella limite per la batteria in carica e per il dosimetro (di soli 3,1 °C). La temperatura massima è sostenibile da tutti i sistemi. I valori tuttavia non sono molto lontani da quelli limite. Per l'alluminio non trattato, nel secondo modello, la temperatura massima è superiore a quella limite solo per il dosimetro (di soli 3,0 °C) mentre la temperatura minima è accettabile per tutti i sistemi.

Nella figura 4.1 è rappresentato l'andamento della temperatura per la copertura in alluminio dipinto di nero nel "cold scenario" e "hot scenario" per il secondo modello (caso $N = 3$).

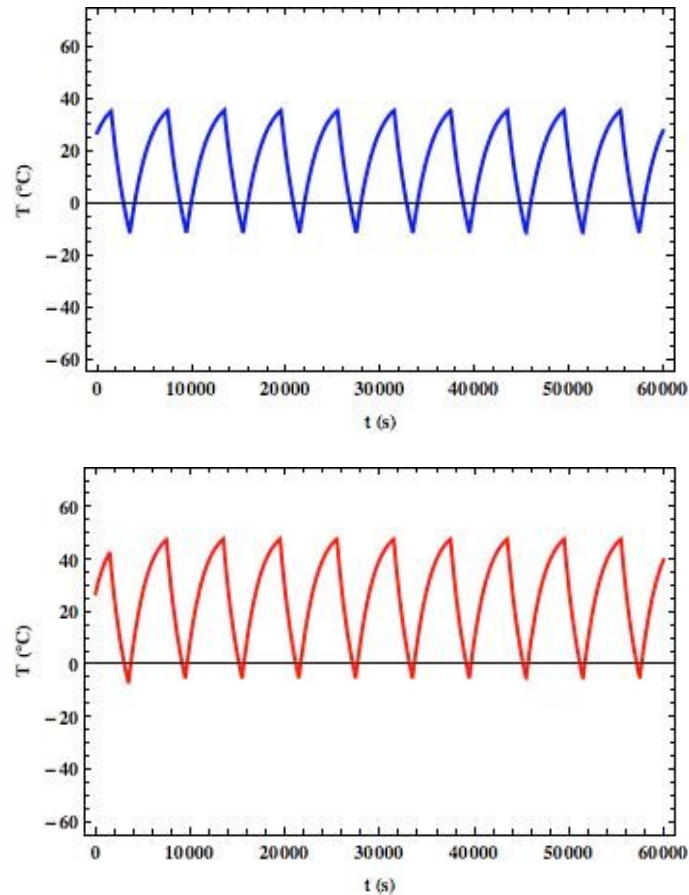


Figura 4.1: Andamento della temperatura nel “cold scenario” e “hot scenario”

La batteria viene ricaricata durante la fase diurna dell’orbita. Si potrebbe iniziare la carica della batteria quando il satellite è uscito dalla fase in eclisse da alcuni minuti. In questo modo è possibile evitare le temperature più basse e rimanere così entro l’intervallo di temperatura richiesto.

Nei modelli sviluppati il satellite, o parte di esso, è stato considerato come un corpo di materiale uniforme cosicché la resistenza termica interna è stata trascurata. Ad ogni istante t la temperatura è la stessa in ogni punto del satellite. In un modello più accurato si potrebbe considerare l’accoppiamento tra la struttura esterna e i *payload* interni attraverso la conduzione dei cavi elettrici e l’irraggiamento delle superfici. Un’analisi approfondita ma costosa potrebbe essere svolta con l’utilizzo di software professionali per l’analisi termica.

L’equazione differenziale (2.15) è stata risolta numericamente utilizzando il software di calcolo Mathematica 7 [20].

La dinamica di un satellite è completamente descritta dalle equazioni di Eulero. Nelle simulazioni svolte si è considerato il satellite come un corpo rigido in rotazione rispetto ad un’asse fisso coincidente con un asse principale di inerzia. Per il controllo dell’assetto di AtmoCube si è scelto un metodo attivo, ovvero un magnetic torquer posto lungo l’asse z' (figura 3.5.2). L’accoppiamento tra il momento magnetico della spira e il campo magnetico terrestre tenderà ad

orientare il satellite con l'asse z' parallelo all'asse z . Va sottolineato tuttavia che nel presente lavoro abbiamo trattato il magnetic torquer come se fosse un magnete permanente.

Le simulazioni svolte evidenziano il carattere oscillatorio del moto. L'ampiezza di tali oscillazioni, nel caso in cui si tenga conto anche delle correnti parassite, risulta smorzata. Tale smorzamento è modulato dalla curva in grassetto nella figura sottostante dove le condizioni iniziali poste sono:

$$\vartheta(t=0) = 75^\circ$$

$$\dot{\vartheta}(t=0) = 0$$

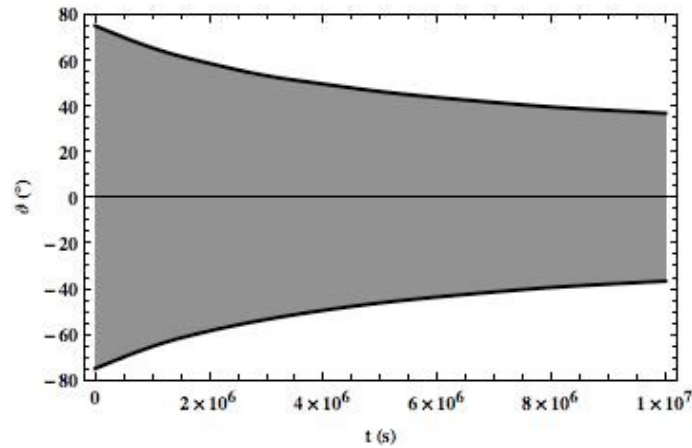


Figura 4.2: Curve di modulazione

Lo smorzamento riduce l'ampiezza delle oscillazioni a circa 37° dopo 116 giorni. Il momento di dipolo magnetico prodotto dalle correnti parassite è dell'ordine di $10^{-6} \text{ A} \cdot \text{m}^2$ e la torsione risultante è dell'ordine di $10^{-10} \text{ N} \cdot \text{m}$. Sono valori molto piccoli rispetto al momento di dipolo magnetico della spira di controllo che è di $0,56 \text{ A} \cdot \text{m}^2$ e alla torsione prodotta che è di $0,22 \cdot 10^{-4} \text{ N} \cdot \text{m}$. Di conseguenza lo smorzamento è modulato molto lentamente. Dalle simulazioni svolte è evidente che le correnti parassite non sono in grado di produrre uno smorzamento rilevante in tempi brevi ovvero nell'ordine d'alcuni giorni.

Le simulazioni eseguite, sono il caso più semplice che possiamo trattare. In realtà, se vogliamo descrivere la dinamica completa del satellite, alle equazioni di Eulero dobbiamo aggiungere una parametrizzazione corretta dell'assetto. Se prendiamo in considerazione anche l'orbita del satellite attorno alla Terra, abbiamo bisogno di tre cambi di sistema di riferimento per passare dal sistema inerziale (Terra) a quello degli assi corpo in cui sono definite le equazioni di Eulero.

Per applicare le equazioni di Eulero è necessario inoltre conoscere la matrice di inerzia del satellite che per AtmoCube è

$$I = \begin{pmatrix} 1,2132 & -0,0039 & -0,0003 \\ -0,0039 & 1,4659 & 0,0007 \\ -0,0003 & 0,0007 & 1,3196 \end{pmatrix}$$

I coefficienti sono espressi in $\text{g} \cdot \text{mm}^2$ per 10^6 .

Nella figura sottostante sono rappresentati i tre cambi di sistema di riferimento.

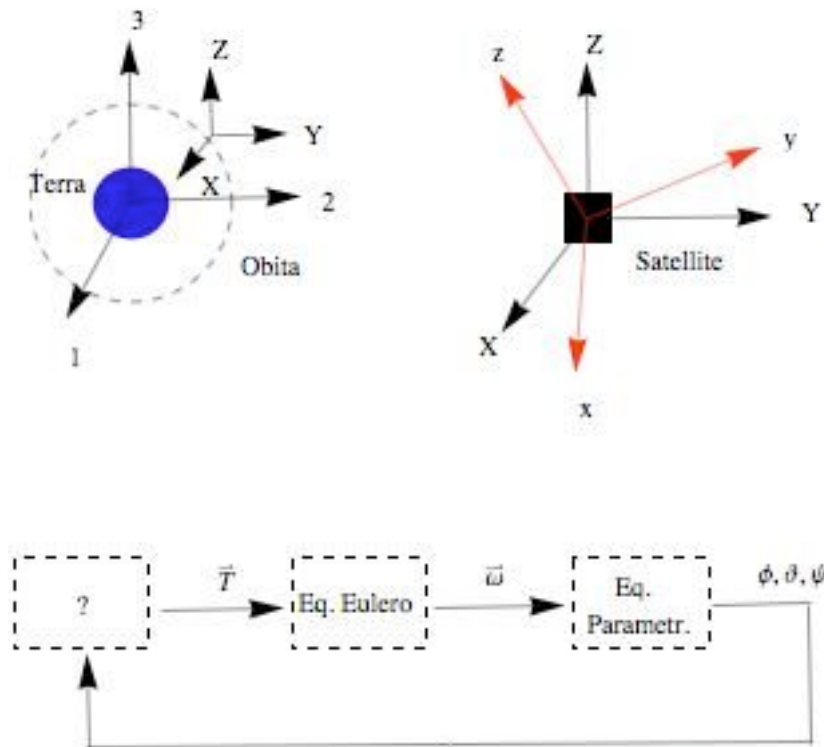


Figura 5.3: Sistemi di riferimento e dinamica rotatoria

La dinamica rotatoria completa di un satellite viene quindi descritta unendo le equazioni di Eulero ad una parametrizzazione dell'assetto.

Anche in queste simulazioni le equazioni differenziali sono state risolte utilizzando il software Mathematica 7 [20].

BIBLIOGRAFIA

- [1] Sito Web:
<http://en.wikipedia.org/wiki/CubeSat>
- [2] Valentina Alberti. *Il campo magnetico terrestre misurato dal satellite AtmoCube*, Tesi di Laurea in Fisica, Università degli Studi di Trieste, 2003.
- [3] A. Gregorio, S. Carrato, T. Bernardi, Ts. Dachev, I. Kostadinov, S. Marsi, M. Messerotti, R. Stalio. *AtmoCube: Observation of the Near Earth Space Environment to Study "Space Weather" Effects*, RAST 2003 Conference, Istambul, 2003.
- [4] Manuela Ciani. *Studio del sistema di assetto del satellite AtmoCube tramite attuatori magnetici*, Tesi di Laurea in Fisica, Università degli Studi di Trieste, 2003.
- [5] *Space Mission Analysis and Design*, Third Edition, Willey J. Larson, James R. Wertz, Microcosm Press, Torrance, California, 1999.
- [6] Elena Orlando. *First analysis of a satellite for the study of the earth atmosphere*, Tesi di Laurea in Fisica, Università degli Studi di Trieste.
- [7] Sito Web:
<http://webserver.dmt.upm.es/~isidoro/>
- [8] Frank Kreith. *Principi di trasmissione del calore*, Liguori Editore s.r.l., Napoli, 1974.
- [9] *Space Mission Analysis and Design*, Second Edition, Willey J. Larson, James R. Wertz, Microcosm Inc., Torrance, California, 1993.
- [10] Sito web:
http://www.cubesat.auc.dk/documents/Cubesat_Thermal_Design.pdf
- [11] *Battery Technology Handbook*, H.A. Kiehne, Marcel Dekker Inc., New York, 2005.
- [12] Sito Web:
<http://www2.units.it/~atmocube/>
- [13] Bruno Pendalo. *Progettazione del sistema di alimentazione per il satellite AtmoCube*, Tesi di Laurea in Ingegneria Elettronica, Università degli Studi di Trieste, 2008.
- [14] Sito Web:
<http://www.insinet.net/jasr/2006/1106-1111.pdf>
- [15] D. Halliday, R. Resnick, K.S. Krane. *Fisica 2*, Quarta Edizione, Casa Editrice Ambrosiana, Milano, 1994.

[16] Sito Web:
[http://it.wikipedia.org/wiki/Momento di inerzia](http://it.wikipedia.org/wiki/Momento_di_inerzia)

[17] Sito Web:
http://www.spacelab.dti.supsi.ch/Tlsat-1/LD07_ControlloAssetto.pdf

[18] Sito Web:
http://www.aero.polimi.it/~bernelli/bacheca/didattica/MVS_parte1.pdf

[19] Sito Web:
<http://pages.slu.edu/student/paisd/research/Man83702.pdf>

[20] Sito Web:
<http://www.wolfram.com/>

RINGRAZIAMENTI

Un sincero ringraziamento al Prof. Sergio Carrato per la sua disponibilità e per i preziosi consigli dati in questi mesi.

Un ringraziamento particolare alla mia famiglia che mi ha sempre sostenuto e spronato in questi ultimi lunghi e difficili anni.

Grazie a Eva per i suggerimenti dati e per essermi stata vicino.