

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
Sede di Forlì

Corso di Laurea in
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Codice 8263: Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA

In: ING-IND/05 Fondamenti di Meccanica Orbitale

Modello termico dello spacecraft Galileo e valutazione
delle accelerazioni non gravitazionali

CANDIDATO
Emanuele Lollini

RELATORE
Paolo Tortora

Anno Accademico 2018/2019

Indice

1. SOMMARIO	6
2. INTRODUZIONE	7
3. 1 MISSIONE GALILEO	8
4. 2 SPACECRAFT	11
2.1 COMMAND AND DATA HANDLING (CDH)	12
2.2 PROPULSIONE	14
2.3 ENERGIA ELETTRICA	14
2.4 SONDA GALILEO	15
2.5 PROBLEMA ALL'ANTENNA PRINCIPALE	17
5. 3 STRUMENTI SCIENTIFICI	19
3.1 SOLID STATE IMAGER (SSI)	19
3.2 NEAR-INFRARED MAPPING SPECTROMETER (NIMS)	19
3.3 ULTRA VIOLET SPECTROMETER / EXTREME ULTRA VIOLET SPECTROMETER (UVS/EUV)	19
3.4 PHOTOPOLARIMETER-RADIOMETER (PPR)	20
3.5 DUST DETECTOR SUBSYSTEM (DDS)	20
3.6 ENERGETIC PARTICLES DETECTOR (EPD)	21
3.7 HEAVY ION COUNTER (HIC)	21
3.8 MAGNETOMETER (MAG)	21
3.9 PLASMA SUBSYSTEM (PLS)	22
3.10 PLASMA WAVE SUBSYSTEM (PWS)	22
6. 4 RISULTATI SCIENTIFICI	23
7. 5 TEORIA DELLE RADIAZIONI	24
5.1 RADIAZIONE ELETTROMAGNETICA	24
5.2 SPETTRO DELLE RADIAZIONI	25
5.3 EMISSIONE DA UNA SUPERFICIE	27
5.4 PRESSIONE DI RADIAZIONE	32
8. 6 IMPLEMENTAZIONE GEOMETRIA GALILEO IN SOFTWARE COMSOL	35
6.1 GEOMETRIA SPACECRAFT GALILEO	35
6.2 GENERAZIONE MESH	42
9. 7 MODELLO TERMICO	45
7.1 ESPERIMENTO SEMPLIFICATO	47
7.2 CONFIGURAZIONE TERMICA 1	50
7.3 CONFIGURAZIONE TERMICA 2	56
7.4 CONFIGURAZIONE TERMICA 3	61
7.5 CONFIGURAZIONE TERMICA 4	67
10. 8 CONCLUSIONI	73
11. BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA	74

Elenco delle figure

FIGURA 1 – STEMMA MISSIONE GALILEO	8
FIGURA 2 - MANOVRA VEEGA	9
FIGURA 3 - RAPPRESENTAZIONE DELLE ORBITE DI GALILEO.....	10
FIGURA 4 – GALILEO SPACECRAFT	12
FIGURA 5 - SCHEMA RTG	15
FIGURA 6 - DIA GRAMMA SONDA GALILEO	16
FIGURA 7 - ANTENNA PRINCIPALE CHIUSA	17
FIGURA 8- STELI BLOCCATI DELL'ANTENNA PRINCIPALE	17
FIGURA 9 – COMPONENTI ORTOGONALI DI UN'ONDA ELETTROMAGNETICA PIANA POLARIZZATA	24
FIGURA 10 – SPETTRO DELLE RADIAZIONI.....	25
FIGURA 11 – SPETTRO DELLA RADIAZIONE SOLARE.....	26
FIGURA 12 – CONFRONTO TRA GLI SPETTRI DI EMISSIONE DI DIVERSI TIPI DI SUPERFICIE.....	28
FIGURA 13 – RAPPRESENTAZIONE DEL SISTEMA DI COORDINATE SFERICHE.....	29
FIGURA 14 - SPACECRAFT GALILEO IN SOFTWARE BLENDER.....	36
FIGURA 15 - MESH DELLO SPACECRAFT GALILEO IN SOFTWARE MESHLAB	37
FIGURA 16 - GUSCIO DELLO SPACECRAFT GALILEO IN SOFTWARE SOLIDWORKS	38
FIGURA 17 - GEOMETRIA SEMPLIFICATA SPACECRAFT GALILEO IN SOFTWARE SOLIDWORKS	39
FIGURA 18 - VISTA FRONTALE DELLO SPACECRAFT GALILEO.....	39
FIGURA 19 - VISTA DALL'ALTO DELLO SPACECRAFT GALILEO	40
FIGURA 20 - DISEGNO QUOTATO RTG.....	40
FIGURA 21 - DISEGNO QUOTATO SCUDO TERMICO RTG	41
FIGURA 22 - ORIENTAZIONE ASSI SPACECRAFT GALILEO	42
FIGURA 23 - MESH DELLO SPACECRAFT GALILEO IN SOFTWARE COMSOL	43
FIGURA 24 - MESH DELLO SPACECRAFT E DEL VOLUME DI CONTROLLO	44
FIGURA 25 - RAPPRESENTAZIONE GEOMETRIA ESPERIMENTO SEMPLIFICATO	47
FIGURA 26 - GRAFICO TEMPERATURA SUPERFICIALE.....	48
FIGURA 27 - MASSIMO E MINIMO DELLA TEMPERATURA SUPERFICIALE	48
FIGURA 28 - GRAFICO TEMPERATURA SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 1	50
FIGURA 29 - MASSIMO E MINIMO DELLA TEMPERATURA CONFIGURAZIONE 1	51
FIGURA 30 - GRAFICO RADIOSITÀ SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 1	52
FIGURA 31 - RADIOSITÀ SUPERFICIALE RTG CONFIGURAZIONE 1	53
FIGURA 32 - RADIOSITÀ SUPERFICIALE BUS - SUN SHIELD CONFIGURAZIONE 1	54
FIGURA 33 – GRAFICO TEMPERATURA SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 2.....	57
FIGURA 34 – MASSIMO E MINIMO DELLA TEMPERATURA CONFIGURAZIONE 2	58
FIGURA 35 – GRAFICO RADIOSITÀ SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 2	59
FIGURA 36 – RADIOSITÀ SUPERFICIALE BUS – SUN SHIELD CONFIGURAZIONE 2	60
FIGURA 37 - GRAFICO TEMPERATURA SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 3	62
FIGURA 38 - MASSIMO E MINIMO DELLA TEMPERATURA CONFIGURAZIONE 3.....	63
FIGURA 39 - GRAFICO RADIOSITÀ SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 3	64
FIGURA 40 – RADIOSITÀ SUPERFICIALE BUS – SUN SHIELD CONFIGURAZIONE 3	65
FIGURA 41 - GRAFICO TEMPERATURA SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 4	67
FIGURA 42 - MASSIMO E MINIMO DELLA TEMPERATURA CONFIGURAZIONE 4.....	68
FIGURA 43 - GRAFICO RADIOSITÀ SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 4.....	69
FIGURA 44 - RADIOSITÀ SUPERFICIALE BUS - SUN SHIELD CONFIGURAZIONE 4.....	70

Elenco delle tabelle

TABELLA 1 – PROPRIETÀ SUPERFICIALI DEI MATERIALI DI GALILEO	46
TABELLA 2 - TEMPERATURE SUPERFICIALI CONFIGURAZIONE 1	51
TABELLA 3 - RADIOSITÀ SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 1	52
TABELLA 4 - INTEGRALI SUPERFICIALI IRRAGGIAMENTO CONFIGURAZIONE 1	54
TABELLA 5 - TEMPERATURE SUPERFICIALI CONFIGURAZIONE 2	57
TABELLA 6 - RADIOSITÀ SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 2.....	59
TABELLA 7 - INTEGRALI SUPERFICIALI IRRAGGIAMENTO CONFIGURAZIONE 2	61
TABELLA 8 - TEMPERATURE SUPERFICIALI CONFIGURAZIONE 3	63
TABELLA 9 - RADIOSITÀ SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 3.....	64
TABELLA 10 - INTEGRALI SUPERFICIALI IRRAGGIAMENTO CONFIGURAZIONE 3	66
TABELLA 11 - TEMPERATURE SUPERFICIALI CONFIGURAZIONE 4	68
TABELLA 12 - RADIOSITÀ SUPERFICIALE CONFIGURAZIONE 4.....	69
TABELLA 13 - INTEGRALI SUPERFICIALI IRRAGGIAMENTO CONFIGURAZIONE 4	71

SOMMARIO

Il seguente elaborato di tesi ha lo scopo di valutare le accelerazioni non gravitazionali dello spacecraft Galileo causata dalla radiazione termica emessa principalmente dai due RTG di cui è dotato il veicolo.

Verranno presentate brevemente la missione Galileo e le caratteristiche del veicolo spaziale che sarà protagonista di questo studio, seguirà una trattazione della teoria delle radiazioni e infine si procederà con lo sviluppo del modello termico dello spacecraft.

Le dimensioni ufficiali di Galileo sono state ricavate dalla riproduzione pubblicata in *NASA 3D Resources* dal Jet Propulsion Laboratory, grazie alla quale è stato possibile generarne una geometria semplificata tramite Solidworks.

Per lo studio della radiazione termica anisotropa ci si è serviti del software COMSOL multiphysics.

Oltre alla configurazione che prevede gli RTG come unica fonte di calore del sistema, sono state considerate altre soluzioni come la presenza della radiazione solare e il calore generato dall'energia elettrica utilizzata dalle apparecchiature contenute nel BUS.

Grazie a questo modello è possibile generare grafici che mostrano esplicitamente come avviene la propagazione della radiazione termica e calcolare accuratamente la spinta provocata da questa radiazione anisotropa.

INTRODUZIONE

L'anomalia di navigazione nei veicoli dotati di generatori termoelettrici a radioisotopi era già nota nelle più remote missioni spaziali che coinvolgevano questi tipi di spacecraft.

Nelle missioni Pioneer 10 e 11 fu rilevata una deriva lineare nei dati doppler ricevuti dal veicolo spaziale, paragonabile ad un'accelerazione di circa $8.5 \times 10^{-13} \text{ km/s}^2$. Questo fenomeno divenne noto come "Pioneer Anomaly" e fu confermato da diversi gruppi di ricerca che si impegnarono nello studio di una causa plausibile del problema.

Nessun effetto noto portò a una soluzione attendibile e realistica del fenomeno, tant'è che si ipotizzarono modifiche della legge di gravità oppure la presenza della materia oscura.

Solo in tempi relativamente recenti si è presa in considerazione la possibilità che una forza possa essere generata dall'emissione infrarossa anisotropa, spiegando l'anomalia con un effetto prodotto a bordo dello spacecraft.

In particolare la spinta provocata dalla frazione di potenza termica irradiata dagli RTG e dalla potenza elettrica dissipata dal retro del BUS era compatibile con la forza misurata dalla accelerazione anomala.

Gli studi effettuati sulla base di queste ipotesi, considerando anche la riduzione della spinta col passare del tempo, causata dal decadimento dell'isotopo di plutonio presente nei generatori termoelettrici, decretarono che la presenza degli RTG, e tutte le relative conseguenze, potevano essere considerate, plausibilmente, come unica origine della Pioneer Anomaly. ^[1]

Lo studio effettuato sul modello termico dello spacecraft Cassini che ha partecipato alla più recente missione iniziata nel 1997, ha infine confermato l'ipotesi e il metodo sviluppati per Pioneer. Data la notevole differenza di dimensioni, geometria e architettura del veicolo Cassini rispetto a Pioneer, è stata anche dimostrata l'adattabilità e la semplicità di questo metodo. ^[2]

In questa tesi adatteremo il modello termico sviluppato per Pioneer allo spacecraft Galileo, che comprende una geometria completamente diversa rispetto a quella di Cassini e differisce dal veicolo Pioneer principalmente per la presenza dei piccoli deflettori termici di cui sono dotati i due RTG, oltre che per la maggiore potenza generata.

1 Missione Galileo

L'obiettivo della missione Galileo [Figura 1] era studiare Giove e le sue lune, specialmente Europa, ma sorprendentemente divenne già famosa per le scoperte effettuate durante il suo viaggio verso il gigante gassoso, infatti fu il primo spacecraft a visitare un asteroide, ha fornito le uniche osservazioni dirette della collisione di una cometa con un pianeta, inoltre nel suo volo sopra a Venere ha prodotto interessanti immagini a infrarossi delle sue nuvole.

La rivelazione di maggior rilievo della missione è stata portare le prove dell'esistenza di un oceano composto di acqua salata situato sotto la superficie ghiacciata del satellite Europa, ha oltretutto osservato i vasti processi vulcanici sulla luna Io e il campo magnetico generato dal satellite Ganimede. ^[1]



Figura 1 – Stemma missione Galileo

Europa è il quarto satellite naturale di Giove per dimensioni, la sua scoperta è attribuita a Galileo Galilei il 7 gennaio 1610, insieme ad altri satelliti del gigante gassoso quali Io, Ganimede e Callisto, chiamati per questo motivo satelliti Galileiani.

Con un diametro medio di 3121,6 km Europa è leggermente più piccolo della nostra Luna, ha una crosta prevalentemente costituita da acqua ghiacciata ed è circondata da una tenue atmosfera composta per lo più da ossigeno.

La sua superficie si presenta come la più liscia rispetto a qualsiasi oggetto noto del sistema Solare; proprio l'apparente giovinezza e pulizia della sua superficie hanno portato a realizzare ipotesi sull'esistenza di un oceano sotto la crosta, l'acqua sarebbe mantenuta allo stato liquido tramite il calore rilasciato dal satellite stesso, riscaldato dalle forze mareali causate dalla sua vicinanza a Giove e dalla risonanza orbitale con i vicini Io e Ganimede.

Queste supposizioni presenterebbero delle condizioni favorevoli alla presenza di vita sotto la superficie di Europa. ^[2]

Per questi motivi il satellite gioviano è considerato dalla comunità scientifica un obiettivo di primaria importanza nell'esplorazione spaziale del Sistema Solare; le condizioni presenti sotto la crosta di Europa potrebbero costituire un ambiente simile a quello delle sorgenti idrotermali presenti nelle profondità degli oceani terrestri.

Oltre a ciò è di particolare interesse studiare le lune ghiacciate di Giove per valutare l'abitabilità dell'ambiente attorno ai giganti gassosi, viste le numerose scoperte di corpi planetari appartenenti a questa classe al di fuori del sistema solare.

La sonda Galileo viene lanciata il 18 ottobre 1989 dallo Space Shuttle Atlantis nella missione STS-34 (Space Transportation System), e accelera fino ad ottenere la velocità necessaria per raggiungere la destinazione sfruttando l'effetto fionda gravitazionale effettuando un passaggio attorno al pianeta Venere nel giorno 10 febbraio 1990 e due volte attorno alla Terra, la prima volta a una altezza di 960 km l'8 dicembre 1990, mentre il secondo sorvolo avvenne a una distanza di 303 km nel giorno 8 dicembre 1992 raggiungendo la velocità massima di 173800 km/h (manovra VEEGA – Venus Earth Earth Gravity Assist maneuver) [Figura 2], sebbene questo metodo prolungò notevolmente il tempo impiegato per raggiungere Giove fornì diverse opportunità per esaminare altri corpi.

Tra il primo e il secondo passaggio attorno la Terra, Galileo eseguì osservazioni ravvicinate dell'asteroide S-type 951 Gaspra, successivamente, durante il volo verso Giove, il giorno 28 agosto 1993 ebbe l'occasione di ispezionare un secondo asteroide, 243 Ida, di rilievo la scoperta inedita nel suo genere, di un satellite naturale in orbita attorno all'asteroide.

Nel 1994 il perfetto posizionamento della sonda Galileo ha permesso l'osservazione dei frammenti della cometa Shoemaker-Levy 9 schiantarsi contro Giove.

Infine l'8 dicembre 1995, dopo aver rilasciato la sua sonda atmosferica, l'orbiter Galileo divenne il primo satellite artificiale di Giove.

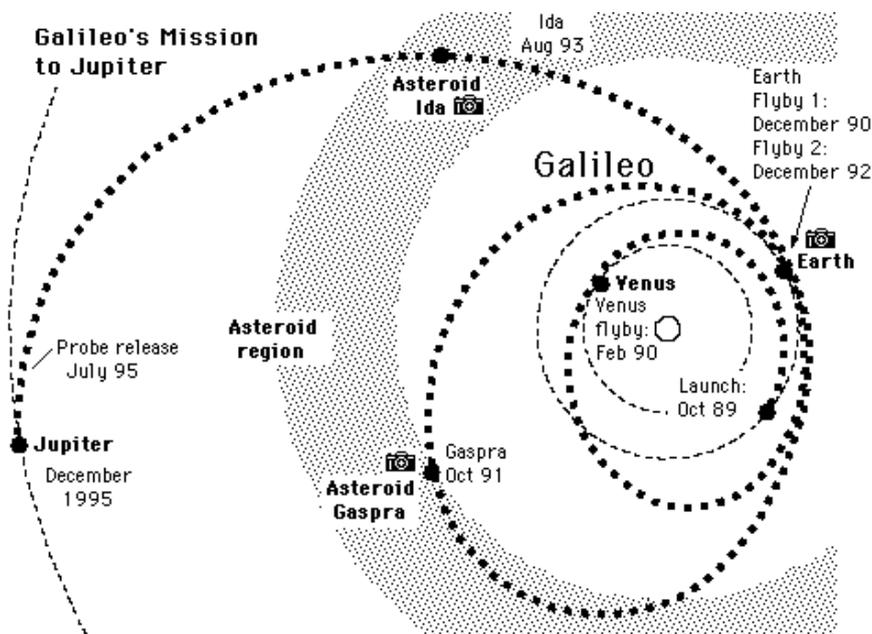


Figura 2 - manovra VEEGA

La missione primaria di Galileo era uno studio del sistema gioviano della durata di due anni; l'orbita di rivoluzione attorno al pianeta aveva una durata di circa due mesi ed era un'ellissi molto allungata, questo tipo di orbita ha permesso alla sonda di campionare diverse parti della imponente magnetosfera di Giove, inoltre le orbite erano state progettate proprio per incontrare le maggiori lune del gigante gassoso [Figura 3].

Terminata la missione principale, il 7 dicembre 1997, con Galileo ancora in buone condizioni, la NASA ha approvato un prolungamento della missione con uno studio biennale delle lune di Giove chiamato GEM (Galileo Europa Mission), quindi lo spacecraft ha continuato a sorvolare i due satelliti Io e Europa; l'attesa è stata dettata dall'ambiente denso di radiazioni nella quale si trova Io che avrebbe inevitabilmente danneggiato diversi sistemi della sonda.

Le telecamere di Galileo subirono danni irreparabili e furono disattivate il 17 gennaio 2002, comunque la NASA ha continuato a ricevere dati scientifici fino al termine della missione.

L'ultimo fly-by ha portato la sonda a una distanza di circa 100 km dalla superficie di Io, in questo modo la sua traiettoria è stata deviata verso la schiacciante atmosfera di Giove, dove si è gettata il 21 settembre 2003.

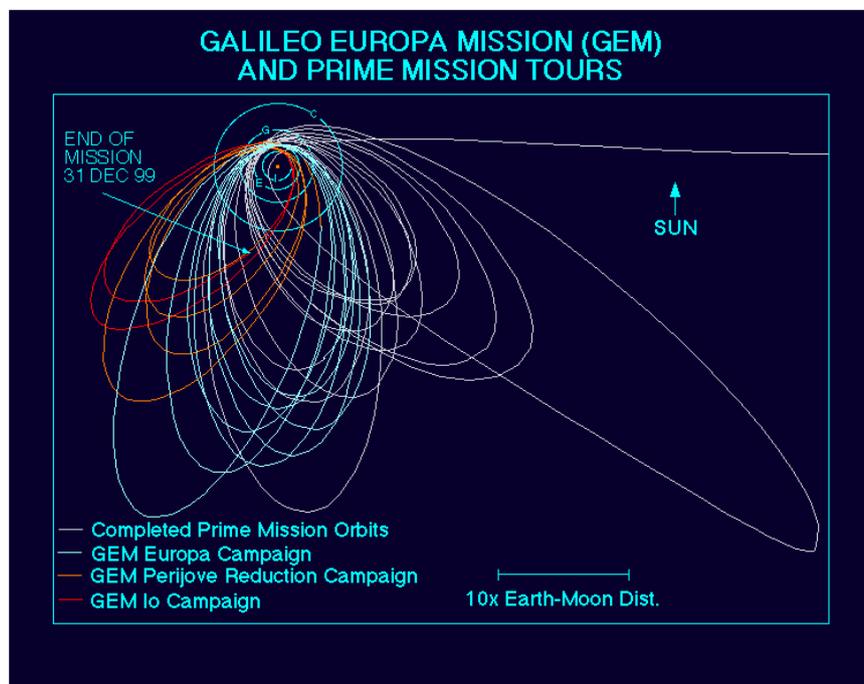


Figura 3 - rappresentazione delle orbite di Galileo

La fine della missione è stata determinata dalle cattive condizioni di diversi strumenti scientifici e dalla quantità di carburante insufficiente a mantenere l'antenna della sonda orientata verso la Terra; per evitare che Galileo potesse cadere su Europa contaminandone la superficie, si è quindi preferito usare le ultime risorse dello spacecraft per avvicinare Giove e concludere la missione.

[3] [4] [5]

2 Spacecraft

La missione Galileo fu gestita per conto della NASA del Jet Propulsion Laboratory che ha costruito e testato lo spacecraft a Pasadena, in California; Ames Research Center della NASA, situato a Mountain View, California, si è occupata della gestione della sonda di discesa atmosferica che è stata costruita dalla Hughes Aircraft Company.

Il modulo di propulsione fu fornito dalla tedesca Messerschmitt-Bölkow-Blohm, mentre l'energia elettrica del veicolo spaziale proveniva da generatori termoelettrici a radioisotopi, costruiti dalla General Electric Company per il Dipartimento di energia degli Stati Uniti.

Lo spacecraft [Figura 4] al lancio era composto da due elementi principali, l'orbiter che aveva una lunghezza di 6.2 m e la sonda atmosferica lunga 0,9 m.

La massa complessiva era di 2223kg includendo 118 kg di carico utile scientifico e 925 kg di propellente; la massa totale della sonda atmosferica era di 339 kg la cui parte più consistente era costituita dal modulo discendente, con una massa di 121 kg. ^[6]

L'orbiter Galileo combina le caratteristiche degli spacecraft rotativi e di quelli stabilizzati nei tre assi, infatti incorpora un innovativo design "dualspin".

La parte in movimento, detta despun, che ruota ad una velocità di 3-10 giri al minuto, è formata dalla sonda e da sei strumenti di rilevazione che hanno lo scopo di raccogliere dati, mentre quella fissa, detta spun, contiene le camere e altri quattro strumenti che devono essere sempre puntati accuratamente. ^{[6] [7]}

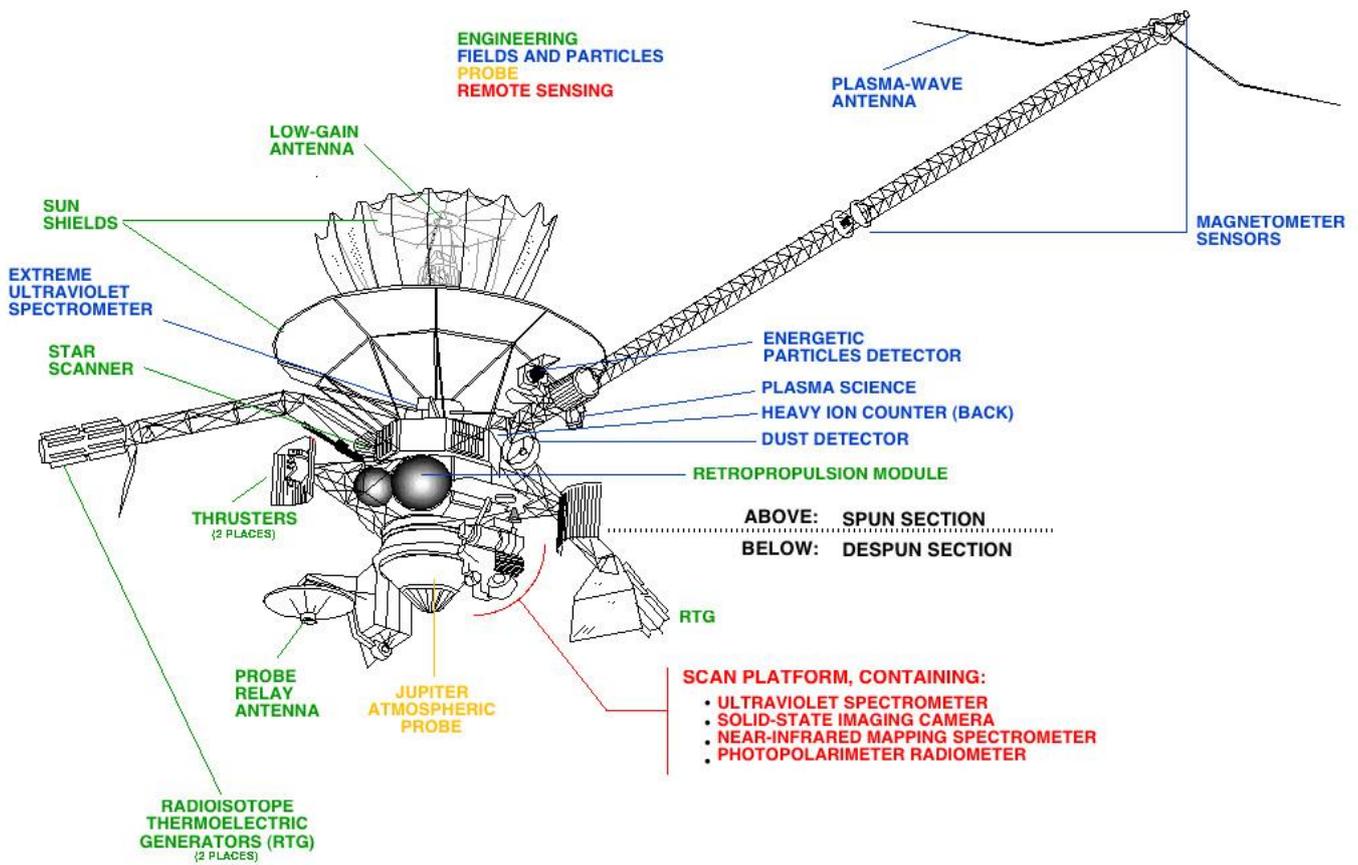


Figura 4 – Galileo spacecraft

2.1 Command and Data Handling (CDH)

Il sottosistema CDH era responsabile della manutenzione delle seguenti funzioni:

1. Decodifica dei comandi di uplink
2. Esecuzione dei comandi e sequenze
3. Esecuzione di risposte di protezione da guasti dei sistemi
4. Raccolta, elaborazione e formattazione dei dati di telemetria per trasmissione in downlink
5. Spostamento di dati tra sottosistemi tramite bus di sistema

Il CDH era attivamente ridondante, con due bus dati funzionanti in parallelo per tutto il tempo.

I bus dati erano composti dagli stessi elementi funzionali:

- Multiplexers (MUX)
- High-level modules (HLM)
- Low-level modules (LLM)
- Power converters (PC)

- bulk memory (BUM)
- Data management subsystem bulk memory (DBUM)
- Timing chains (TC)
- Phase locked loops (PLL)
- Golary coders (GC)
- Hardware command decoders (HCD)
- Critical controllers (CRC)

Lo spacecraft era controllato da sei CPU, quattro sul lato spun e due sul lato despun.

Ogni CPU funzionava a 1.6 MHz ed era fabbricata in silicio su zaffiro, materiale resistente alle radiazioni ideale per le missioni spaziali.

Il sistema di controllo dell'attacco e dell'articolazione di Galileo (Attitude and Articulation Control System AACSE) era gestito da due Itek Advanced Technology Airborne Computers (ATAC); l'AACSE aveva la possibilità di essere riprogrammato durante la missione attraverso il sottosistema di comando e dati (Command and Data Subsystem).

Nel sottosistema CDH erano presenti due BUM e due DBUM tutti nella parte spun, la capacità di memoria fornita da ciascun BUM era di 16K di RAM, mentre i DBUM fornivano 8K ciascuno, il loro scopo era permettere l'immagazzinamento di dati per sequenze, telemetria e comunicazione interbus.

Ogni HLM e LLM era costituito da un singolo microprocessore da 32K di RAM per HLM, e 16K per LLM; due HLM e due LLM si trovavano nella sezione spun, mentre due LLM risiedevano nel lato despun.

La capacità totale di memoria disponibile per il CDH era quindi di 176K di RAM, dei quali 144K nel lato spun e 32K nel lato despun.

Le funzioni dei HLM erano:

- Elaborazione del comando uplink
- Manutenzione dello spacecraft clock
- Spostamento dati sul bus dati
- Esecuzione di sequenze memorizzate
- Controllo della telemetria
- Risoluzione errori

Le funzioni di ogni LLM erano:

- Raccogliere e formattare i dati dai sottosistemi
- Fornire la capacità di emettere comandi discreti e codificati per gli utenti dello spacecraft
- Riconoscere gli input fuori tolleranza

- Eseguire funzioni di protezione dagli errori di sistema

L'HCD riceveva i dati di comando dal sottosistema di modulazione e dopo la decodifica li trasferiva agli HLM e ai CRC.

Il CRC si occupava di controllare la configurazione degli elementi del sottosistema HCD e l'accesso ai due bus dati da altri sottosistemi. ^[3]

2.2 Propulsione

Il sottosistema di propulsione era formato da un motore principale da 400 N e da dodici propulsori più piccoli da 10 N ciascuno che erano montati in gruppi di sei su due bracci lunghi due metri.

Il combustibile stoccato era formato da 925 kg di monometilidrazina e tetrossido di azoto, altri due serbatoi separati contenevano 7 kg di elio pressurizzato. ^[3]

2.3 Energia elettrica

L'arretrata tecnologia dei pannelli fotovoltaici disponibili in quel periodo, unita all'elevata distanza tra Giove e il Sole, non hanno consentito di utilizzare questi strumenti per produrre energia, si stima infatti che il veicolo avrebbe avuto bisogno di una superficie minima di 65 metri quadrati di pannelli.

Anche le batterie chimiche sarebbero state proibitive a causa delle limitazioni tecnologiche.

Il problema energetico fu risolto da due generatori termoelettrici a radioisotopi [Figura 5] (General Purpose Heat Source - Radioisotope Thermoelectric Generators GPHS-RTGs), che sfruttavano il calore emesso dal decadimento radioattivo del plutonio-238, convertendolo in elettricità tramite l'effetto seebeck.

Ogni RTG veniva montato su un braccio lungo 5 metri, avevano un diametro complessivo di 0,422 metri e una lunghezza di 1.14 metri, la loro massa era di circa 57 kg e trasportavano 7.8 kg di plutonio Pu-238.

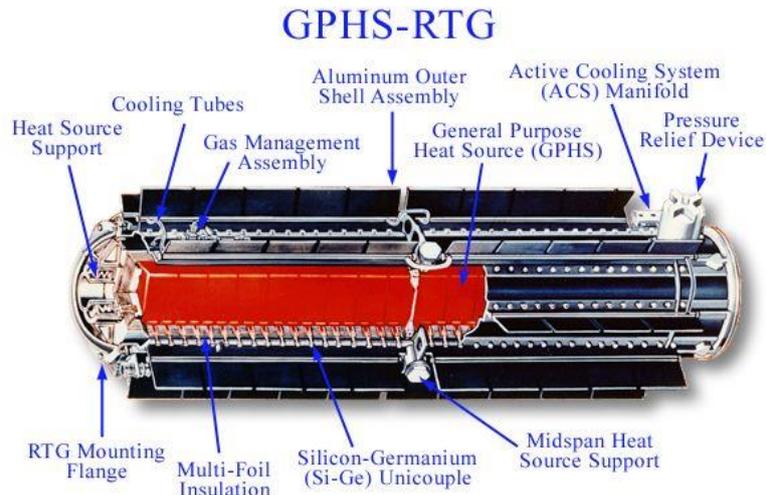


Figura 5 - Schema RTG

La parte interna degli RTG era divisa in 18 moduli di fonte di calore, ognuno di essi conteneva 4 pellets di ossido di plutonio.

Il rivestimento esterno di grafite garantiva una protezione contro impatti, erosione o calore.

Gli RTG fornivano complessivamente una potenza elettrica di circa 570 W al lancio e generavano una potenza termica di circa 8000 W; si capisce quindi che l'efficienza dei generatori termoelettrici utilizzati era molto bassa, nel complesso era compresa tra il 3% e il 7%, i principali vantaggi nell'utilizzo di questi generatori erano l'alta affidabilità e la durata.

A differenza dei reattori nucleari, negli RTG il calore viene prodotto ad una velocità non regolabile ma in costante diminuzione, non è inoltre possibile interrompere il processo o variare la domanda di calore.

Il periodo di produzione di calore dipende dalla durata di decadimento dell'elemento radioattivo, in questo caso il Pu-238 ha un tempo di decadimento di 87.7 anni, quindi la perdita di potenza è dello 0.787% all'anno.

Quando Galileo arrivò nel sistema di Giove, con un perdita media di 0.6 W al mese, la potenza elettrica disponibile era di 493 W. ^{[3] [8] [9]}

2.4 Sonda Galileo

La sonda venne rilasciata dallo spacecraft il 10 luglio 1995 e raggiunse Giove il 7 dicembre del medesimo anno.

Era una sonda di ingresso atmosferico, i suoi obiettivi scientifici erano:

- Determinare la composizione chimica dell'atmosfera gioviana

- Caratterizzare la struttura dell'atmosfera ad una profondità di almeno 10 bar
- Investigare sulla natura delle particelle delle nubi
- Esaminare il bilancio termico radiativo del pianeta
- Studiare la natura dei fulmini di Giove
- Misurare il flusso di particelle cariche sotto la parte più esterna dell'atmosfera

La sonda [Figura 6] aveva un diametro di 1.25 metri ed era alta 0.86 metri, era composta da due sezioni principali, un modulo di decelerazione ed un modulo di discesa.

Il modulo di decelerazione comprendeva gli scudi termici di poppa e di prua, la loro struttura di supporto e l'hardware di controllo termico per le fasi di immissione in atmosfera.

Durante l'ingresso in atmosfera, lo scudo anteriore perse circa il 60% della sua massa, di circa 145 kg, a causa dell'elevata temperatura prossima a 15000 °C.

Terminata la prima fase di decelerazione, quando la sonda raggiunse una velocità di circa Mach 0.9, gli scudi termici realizzati in nylon fenolico, si separarono dalla sonda e il modulo di discesa, contenente gli strumenti scientifici, poté continuare il suo avvicinamento al pianeta servendosi di un paracadute.

La sonda discese per 156 chilometri e raccolse 58 minuti di dati, le trasmissioni furono interrotte solo quando la pressione ambientale raggiunse 23 atmosfere, risultato più che soddisfacente considerando che il modulo era stato progettato per resistere ad un massimo di 20 bar e la pressione ottenibile in fase di test era di 16 bar. ^{[3][10][11]}

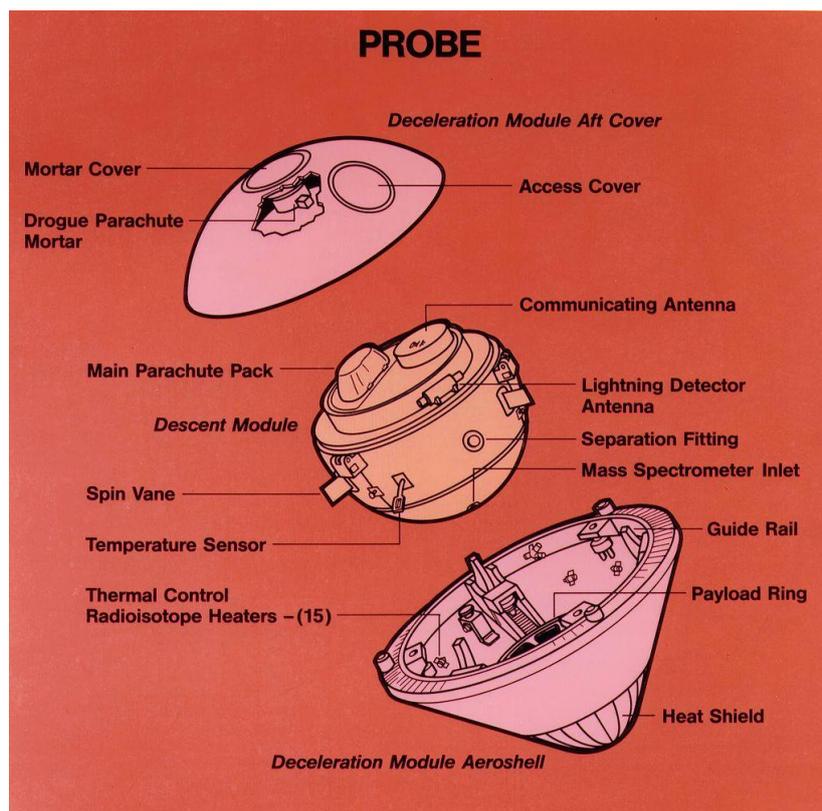


Figura 6 - diagramma sonda galileo

2.5 Problema all'antenna principale

Già durante il primo sorvolo della Terra si presentò un problema all'antenna principale; infatti nello svolgimento delle operazioni di dispiegamento l'antenna non si aprì completamente.

Il funzionamento di apertura e chiusura dell'antenna ricordava quello di un ombrello, era costituita da 18 steli che inizialmente si trovavano chiusi ed erano bloccati da un disco opportunamente sagomato [Figura 7]; il funzionamento di apertura consisteva nell'applicare pressione agli steli che di conseguenza sarebbero dovuti uscire dal disco per poi aprirsi.

Solamente 15 dei 18 steli saltarono fuori [Figura 8], l'antenna quindi rimase semiaperta per tutta la durata della missione e si palesò inutilizzabile.



Figura 7 - antenna principale chiusa

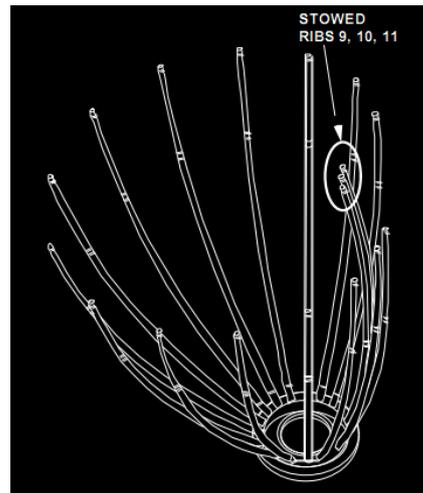


Figura 8 - steli bloccati dell'antenna principale

La causa fu attribuita all'erosione del lubrificante applicato alle estremità degli steli che aveva il compito di agevolare la procedura di dispiegamento; a causa di ritardi nel lancio dello Space Shuttle Columbia, Galileo passò più di quattro anni in immagazzinamento e dovette subire numerosi viaggi tra la Florida e la California.

Siccome gli steli che non hanno funzionato erano quelli a contatto con il fondo del rimorchio, si ritiene che proprio le vibrazioni provocate da questi spostamenti abbiano consumato il lubrificante che non fu poi ricontrollato o sostituito prima del lancio.

Per risolvere il problema si cercò di sottoporre l'antenna a cicli termici facendo ruotare la navicella alla sua velocità massima, di 10.5 rpm, mentre veniva applicata una pressione periodica agli steli; nonostante i numerosi tentativi non si riuscì a risolvere il problema.

Fortunatamente Galileo era dotato di un'antenna secondaria che era comunque in grado di trasmettere informazioni sulla Terra.

La larghezza della banda di questa antenna era però significativamente minore rispetto a quella dell'antenna principale, infatti la prima era destinata a trasmettere solamente 16 bit al secondo mentre la seconda a circa 134 kilobit al secondo.

Con l'allineamento di diverse antenne Deep Space Network e aggiornamenti di sensibilità ai ricevitori, è stato possibile rimediare in parte al problema portando la velocità di trasmissione dei dati da Galileo fino a 160 bit al secondo, infine grazie alla compressione dei dati è stato possibile raggiungere i 1000 bit al secondo.

3 Strumenti Scientifici

3.1 Solid State Imager (SSI)

La SSI era una fotocamera 800x800 pixel costituita da una serie di sensori al silicio chiamati Charge-Couple Device (CCD).

La parte ottica della camera era costruita come un telescopio Cassegrain, formata quindi da specchio concavo primario e secondario che permette al percorso ottico di ripiegarsi su se stesso, creando una lunghezza focale molto maggiore rispetto alle dimensioni del sistema meccanico della fotocamera.

La luce veniva raccolta dallo specchio primario e diretta allo specchio secondario, veniva poi canalizzata attraverso un foro nel centro dello specchio primario e nel CCD.

Il sensore CCD, per proteggerlo dalle radiazioni, era schermato con uno strato di tantalio di 10 mm che avvolgeva il sensore, lasciando un foro libero dove sarebbe entrata la luce.

Le immagini venivano acquisite a specifiche lunghezze d'onda tramite un filtro ruota ad otto posizioni, le fotografie venivano poi combinate elettronicamente sulla terra per produrre immagini a colori.

La SSI aveva una massa di 29.7 kg e consumava mediamente 15 W di potenza. ^[3]

3.2 Near-Infrared Mapping Spectrometer (NIMS)

NIMS era uno strumento sensibile alla luce infrarossa dotata di una lunghezza d'onda compresa tra 0.7 e 5.2 micrometri.

A questo strumento era associato un telescopio completamente riflettente, dotato solo di specchi senza obiettivi, con un'apertura di 229 mm.

Il NIMS pesava 18 kg e utilizzava mediamente 12 W di potenza. ^[3]

3.3 Ultraviolet Spectrometer / Extreme Ultraviolet Spectrometer (UVS/EUV)

L'UVS era dotato di un telescopio Cassegrain con un'apertura di 250 mm.

Entrambi gli strumenti utilizzavano un reticolo regolato per disperdere la luce proveniente dall'oggetto da osservare, così da poter eseguire l'analisi spettrale.

La luce, passando attraverso una fessura, entrava nei cosiddetti tubi fotomoltiplicatori che producevano impulsi, o sprays, di elettroni.

I dati da inviare alla Terra erano costituiti dal conteggio degli impulsi di elettroni prodotti all'interno dei tubi fotomoltiplicatori.

L'UVS era montato sul lato despun per poterlo orientare a piacimento; l'EUV si trovava sul lato spun e, mentre Galileo ruotava, questo spettrometro doveva osservare una ristretta parte di spazio perpendicolare all'asse di rotazione.

La massa complessiva dei due strumenti era di 9.7 kg e sfruttavano 5.9 W di potenza. ^[3]

3.4 Photopolarimeter-Radiometer (PPR)

Questo radiometro forniva dati sulle temperature dell'atmosfera di Giove e dei suoi satelliti.

Era dotato di sette bande radiometriche, una di queste non era filtrata per osservare tutte le radiazioni in ingresso, sia di tipo solare che termico.

Una banda diversa misurava solamente le radiazioni solari, veniva elaborata la differenza tra i canali solare/termico e solo solare per ottenere la radiazione termica totale.

Le restanti cinque bande coprivano un range spettrale da 17 a 110 micrometri.

Il PPR pesava 5 kg e consumava 5 W di potenza. ^[3]

3.5 Dust Detector Subsystem (DDS)

Il DDS veniva utilizzato per misurare la massa, la carica elettrica e la velocità delle particelle in ingresso.

Questo strumento poteva rilevare particelle di polvere aventi una massa compresa tra 16 grammi e 7 grammi.

Il range di velocità che il DDS poteva misurare andava da 1 a 70 chilometri al secondo.

I dati ricevuti dallo strumento hanno aiutato a determinare l'origine della polvere e la dinamica all'interno della magnetosfera.

Il DDS aveva una massa di 4.2 kg e necessitava di 5.4 W di potenza. ^[3]

3.6 Energetic Particles Detector (EPD)

Lo scopo di questo strumento era misurare il numero e l'energia di tutti quegli ioni ed elettroni che avevano un'energia maggiore di 20 keV, era inoltre in grado di misurare in quale direzione si stavano spostando e di determinare la loro composizione.

Queste rilevazioni hanno aiutato a capire in che modo le particelle hanno ottenuto la loro energia e come sono state trasportate attraverso la magnetosfera di Giove.

L'EPD pesava 10.5 kg e utilizzava 10.1 W di potenza. ^[3]

3.7 Heavy Ion Counter (HIC)

L'HIC ha rilevato ioni pesanti sfruttando strati di silicio monocristallino.

Lo strumento poteva misurare ioni dotati di energia compresa tra 6 MeV e 200 MeV per nucleone, in questo intervallo sono incluse tutti gli elementi compresi tra il carbonio e il silicio.

L'HIC condivideva con l'EUV lo stesso collegamento di comunicazione, hanno quindi condiviso il tempo di osservazione per tutta la missione.

Questo strumento pesava 8 kg e consumava 2.8 W di potenza elettrica. ^[3]

3.8 Magnetometer (MAG)

Questo magnetometro era formato da una coppia di tre sensori, i sensori permettevano di misurare le componenti ortogonali della sezione di campo magnetico.

Un set si trovava a circa 11 metri dall'asse di rotazione del veicolo, mentre il secondo set era posizionato a 6.7 metri per rilevare i campi più intensi.

La rotazione dello spacecraft serviva a separare i campi magnetici naturali dai campi indotti dalle apparecchiature elettroniche.

Anche la flessione o torsione dei bracci dove erano posizionati i magnetometri poteva indurre a un errore di misurazione, quindi è stata montata una bobina di calibrazione, aveva lo scopo di generare un campo magnetico fisso da prendere come riferimento durante le calibrazioni.

I sensori più esterni erano in grado di misurare un campo magnetico di intensità compresa tra ± 32 nT e ± 512 nT, mentre quelli più vicini all'asse di rotazione avevano una capacità di ± 512 nT e $\pm 16,384$ nT.

Il MAG pesava 7 kg e usava 3.9 W di potenza. ^[3]

3.9 Plasma Subsystem (PLS)

Il PLS si serviva di sette campi visivi per analizzare energia e massa di particelle cariche.

I campi visivi coprivano 180 gradi, la rotazione dello spacecraft permetteva di studiare tutto lo spazio circostante.

L'intervallo di energia che lo strumento era in grado di misurare andava da 0.9 a 52000 eV.

Il PLS aveva una massa di 13.2 kg e si serviva di 10.7 W. ^[3]

3.10 Plasma Wave Subsystem (PWS)

Per studiare i campi elettrici dei plasmi è stata utilizzata un'antenna a dipolo elettrico, per misurare i campi magnetici invece sono state necessarie due antenne a magnetiche a bobina.

La prima antenna, a dipolo elettrico, era situata sulla estremità libera del braccio usato dal magnetometro, mentre quella magnetica sull'alimentazione dell'antenna ad alto guadagno.

I rilevamenti quasi simultanei hanno fornito le informazioni necessarie a distinguere le onde elettrostatiche dalle onde elettromagnetiche.

Il PWS pesava 7.1 kg e usava 9.8 W di potenza. ^[3]

4 Risultati scientifici

Dopo aver raggiunto Giove l'8 dicembre 1995, lo spacecraft Galileo compì 35 orbite nell'arco di una missione che durò quasi otto anni, terminando il 21 settembre 2003 con l'impatto controllato del veicolo con Giove.

Galileo ha cambiato il modo in cui guardiamo al nostro sistema solare, i risultati di maggiore rilievo sono stati:

- La prima osservazione delle nubi di ammoniaca nell'atmosfera di un altro pianeta
- Individuare la presenza di particelle di ghiaccio di ammoniaca generate dal materiale che fuoriesce dalle profondità di Giove
- La conferma dell'imponente attività vulcanica sulla luna Io, con un'intensità 100 volte maggiore rispetto all'attività vulcanica terrestre
- La conferma che il calore e la frequenza delle eruzioni di Io ricordano la Terra in età primordiale
- Le interazioni complesse del plasma nell'atmosfera di Io producono immense correnti elettriche che si accoppiano all'atmosfera di Giove
- Diverse conferme che supportano la teoria che esistono oceani liquidi sotto la superficie ghiacciata di Europa
- La prima scoperta di un satellite che possiede un proprio campo magnetico, Ganimede in questo caso
- La dimostrazione, grazie ai dati magnetici, che Europa, Ganimede e Callisto hanno uno strato di acqua salata sotto la superficie
- Le prove che Europa, Ganimede e Callisto hanno un sottile strato di atmosfera, noto come "surface-bound exosphere" (esosfera legata alla superficie)
- La scoperta che il sistema di anelli attorno a Giove è formato da polvere che viene sollevata dallo schianto di meteoriti contro le quattro piccole lune interne del pianeta.
- La probabile presenza di un ulteriore anello separato lungo l'orbita di Amalthea
- L'identificazione della struttura e delle dinamiche globali della magnetosfera di Giove
- La creazione della prima mappa dettagliata delle maggiori lune di Giove
- La scoperta della presenza di elio circa nelle stesse concentrazioni presenti nel Sole
- La prima scoperta di una luna appartenente a un asteroide, Dactyl che orbita attorno a Ida

[3] [4]

5 Teoria delle radiazioni

In questo capitolo ci occuperemo dello scambio termico per irraggiamento, ossia del trasporto di energia sotto forma di calore tramite onde elettromagnetiche, descrivendo brevemente la natura della radiazione elettromagnetica e lo spettro delle radiazioni, proseguiremo con l'emissione da una superficie enunciando le leggi di Planck e di Stefan-Boltzmann; la trattazione terminerà con la spiegazione della pressione di radiazione.

5.1 Radiazione elettromagnetica

La radiazione elettromagnetica è una forma di energia che si propaga attraverso lo spazio.

Questo tipo di radiazione vanta una duplice natura: ondulatoria e corpuscolare.

Nelle onde elettromagnetiche il trasporto di energia avviene per l'oscillazione del campo elettrico E e del campo magnetico B [Figura 9].

La propagazione dell'onda è rettilinea, il campo elettrico e il campo magnetico oscillano in piani tra loro ortogonali e ortogonali alla direzione di propagazione.

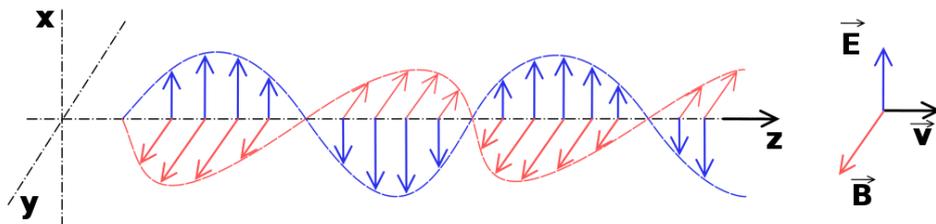


Figura 9 – Componenti ortogonali di un'onda elettromagnetica piana polarizzata

Le grandezze che caratterizzano qualsiasi fenomeno oscillatorio sono:

λ [μm] lunghezza d'onda, ovvero la distanza tra due punti dell'onda che hanno la stessa fase;

ν [Hz] frequenza, ovvero il numero di oscillazioni nell'unità di tempo.

Definendo la velocità della luce $c = 2.9976 \cdot 10^8$ m/s, vale la relazione

$$\lambda = \frac{c}{\nu}$$

La natura corpuscolare è rappresentata da un flusso di fotoni che viaggiano nel vuoto alla velocità della luce.

Il fotone, ragionando in termini di meccanica quantistica, è il quanto associato a un'onda elettromagnetica; si tratta di una particella neutra, dotata di massa nulla, che si muove alla velocità della luce nella direzione dell'onda.

Il fotone, avendo una caratteristica corpuscolare, è il quanto di energia della radiazione elettromagnetica.

L'energia trasportata da questi “pacchetti” discreti è data dalla *Legge di Planck*:

$$e = h\nu = h \frac{c}{\lambda} \quad [\text{J}]$$

Con $h = 6.626 \cdot 10^{-34} \text{Js}$ costante di Planck, che definisce l'intervallo tra i valori assunti dai quanti. [12][13][14][15][16]

5.2 Spettro delle radiazioni

Lo spettro elettromagnetico [Figura 10] indica l'insieme di tutte le possibili frequenze della radiazione elettromagnetica.

Lo spettro è continuo ma per convenzione viene suddiviso in intervalli distinti o bande di frequenza. Tutte le onde elettromagnetiche, indipendentemente dalla loro posizione nello spettro, viaggiano nel vuoto alla stessa velocità, quella della luce.

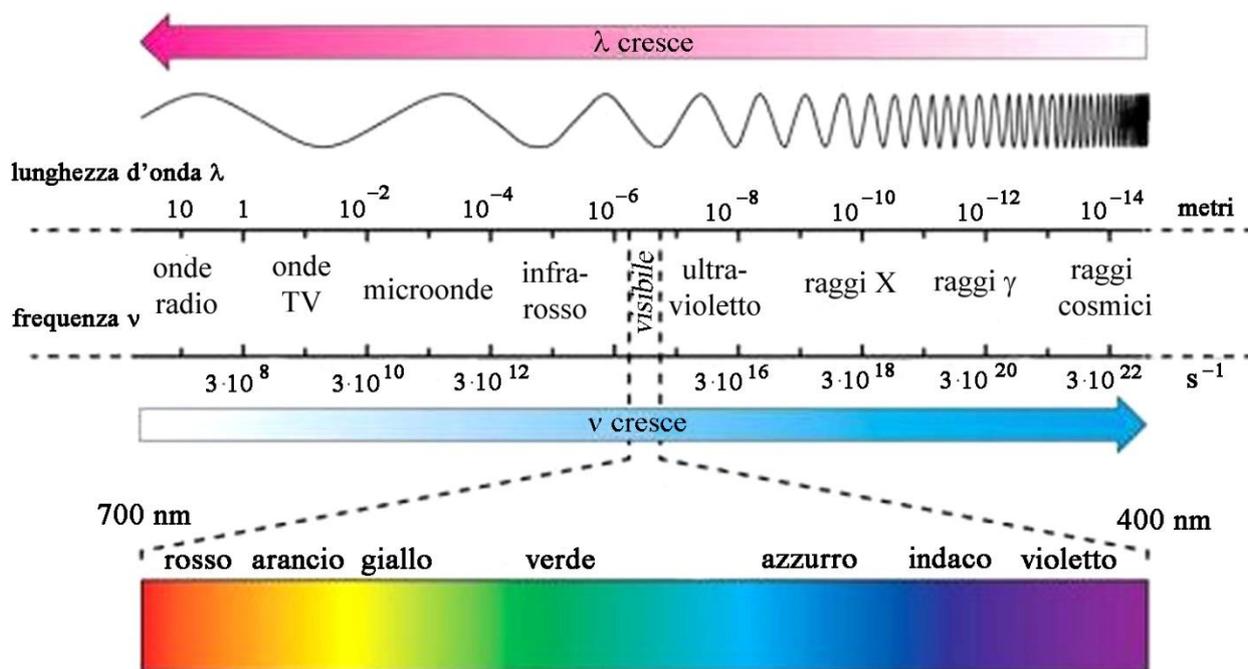


Figura 10 – Spettro delle radiazioni

Il campo della luce visibile è molto stretto rispetto all'intero spettro delle radiazioni; la sorgente più importante di luce visibile è il Sole, l'energia elettromagnetica proveniente dalla stella ha origine dall'agitazione termica degli atomi che si trovano sulla superficie ad una temperatura di 6000 K.

Possiamo descrivere l'energia spettrale del Sole in funzione della lunghezza d'onda (λ), introducendo lo spettro della radiazione solare [Figura 11], l'area al di sotto della curva è l'energia totale della radiazione emessa dal sole.

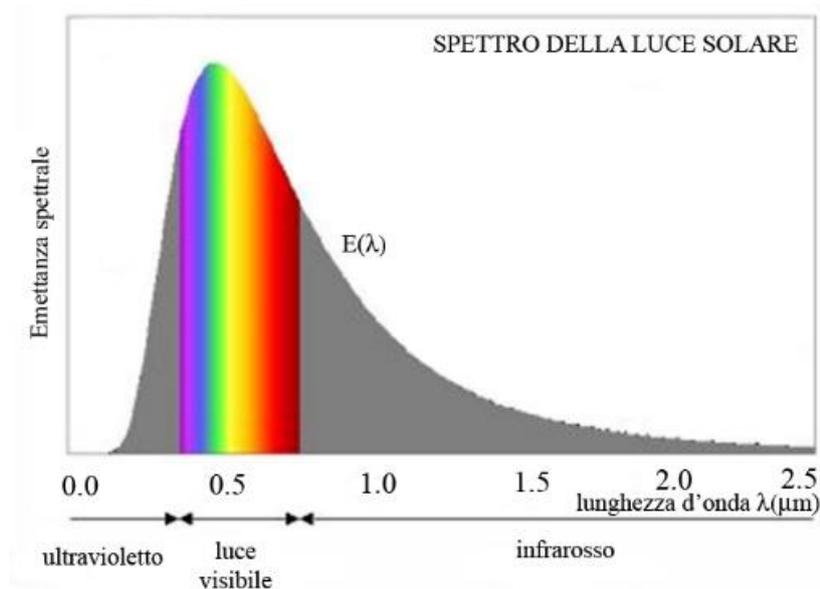


Figura 11 – Spettro della radiazione solare

Si può notare che la radiazione solare, oltre allo spettro visibile, comprende anche l'ultravioletto e l'infrarosso vicino.

Le radiazioni ultraviolette, insieme ai raggi X e ai raggi γ , sono dette radiazioni ionizzanti, siccome anche con piccole dosi di energia sono in grado di rompere i legami molecolari e di ricombinarli, l'effetto termico di queste onde non è trascurabile ma non è l'effetto predominante. Gli effetti termici sono molto intensi nel campo delle microonde, infrarosso e visibile, mentre a basse frequenze, il campo magnetico diventa predominante rispetto al trasporto di energia. [12][13]

[17] [18] [19]

5.3 Emissione da una superficie

Qualsiasi corpo a qualsiasi temperatura maggiore dello zero assoluto emette radiazione elettromagnetica, è quindi in grado di scambiare calore senza dover essere a contatto con un altro corpo, anche in presenza del vuoto.

Questo fenomeno, per i gas e per alcuni solidi semitrasparenti, è di tipo volumetrico, quindi l'emissione radiativa complessiva è un effetto integrato dell'emissione molecolare locale in tutto il volume.

Invece per la maggior parte dei solidi e dei liquidi, l'emissione, è un fenomeno di superficie in quanto la radiazione emessa dalle molecole interne viene assorbita da quelle vicine.

La *Legge di Planck per il potere emissivo monocromatico* è la legge fisica che mette in correlazione la temperatura assoluta T di un corpo con l'energia irradiata nel vuoto:

$$E_{\lambda}(\lambda, T) = \frac{\varepsilon_{\lambda} 2\pi h c_0^2}{\lambda^5 \exp\left[\frac{hc_0}{k_B T \lambda} - 1\right]} = \varepsilon_{\lambda} E_{b\lambda}(\lambda, T)$$

ε_{λ} : emissività monocromatica

c_0 : velocità della luce nel vuoto = $2.997924 \cdot 10^8$ m/s

h : costante di planck = $6.62606876 \cdot 10^{-34}$ Js

k_B : costante di boltzmann = $1.3806503 \cdot 10^{-23}$ J/K

λ : lunghezza d'onda della radiazione considerata

$E_{b\lambda}$: intensità della radiazione monocromatica del corpo nero

Quando la costante ε_{λ} è uguale a 1 abbiamo a che fare con un corpo nero.

Un corpo nero è un oggetto teorico che si comporta come un assorbitore ed emettitore perfetto, è infatti in grado di assorbire il 100% della radiazione incidente, indipendentemente dalla lunghezza d'onda e dalla direzione, inoltre emette la quantità massima di energia ad una determinata temperatura e lunghezza d'onda.

La *Legge di Stefan-Boltzmann* determina la radiazione termica totale irradiata per unità di superficie, *emissione globale* E [W/m²], si ottiene integrando la Legge di Planck sull'intero spettro.

$$E = \int_0^{\infty} E_{\lambda}(\lambda, T) d\lambda = \varepsilon \sigma T^4$$

ϵ : emissività totale del corpo

σ : costante di Stefan-Boltzmann = $5.670400 \cdot 10^{-8}$ [W/m²K⁴]

Dato il comportamento diverso di un corpo reale rispetto a un corpo nero, viene introdotto il corpo grigio che riesce meglio a simulare il comportamento dei corpi reali, pur trovandosi a metà strada tra i due modelli [Figura 12].

Il corpo grigio consiste in un corpo che emette energia con la medesima distribuzione spettrale e spaziale del corpo nero ma in misura minore.

L'emissività totale di un corpo grigio è compresa nell'intervallo $0 < \epsilon < 1$

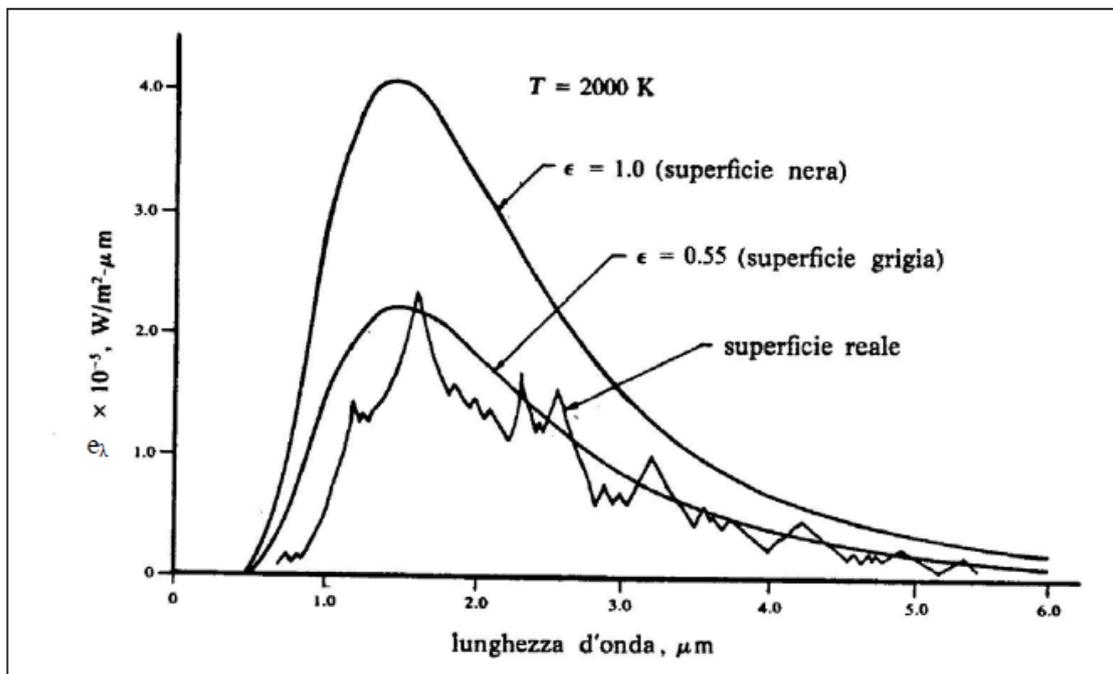


Figura 12 – Confronto tra gli spettri di emissione di diversi tipi di superficie

Per i corpi reali l'emissione monocromatica, oltre che della lunghezza d'onda, è funzione anche dell'angolo di osservazione e della temperatura:

$$\epsilon_{\lambda} = \epsilon_{\lambda}(\theta, \lambda, T) = E_{\lambda}(\theta, \lambda, T)/E_{b\lambda}(\lambda, T)$$

θ : direzione di emissione

λ : lunghezza d'onda

T : temperatura

Dalla relazione si evince che l'emissione è il rapporto tra l'intensità della radiazione emessa da una superficie e la radiazione emessa da un corpo nero alla medesima lunghezza d'onda e temperatura.

L'angolo θ appartiene a un sistema di coordinate sferiche (θ, ψ) [Figura 13], θ è compreso nell'intervallo $[0, \frac{\pi}{2}]$, mentre l'azimut ψ è compreso in $[0, 2\pi[$.

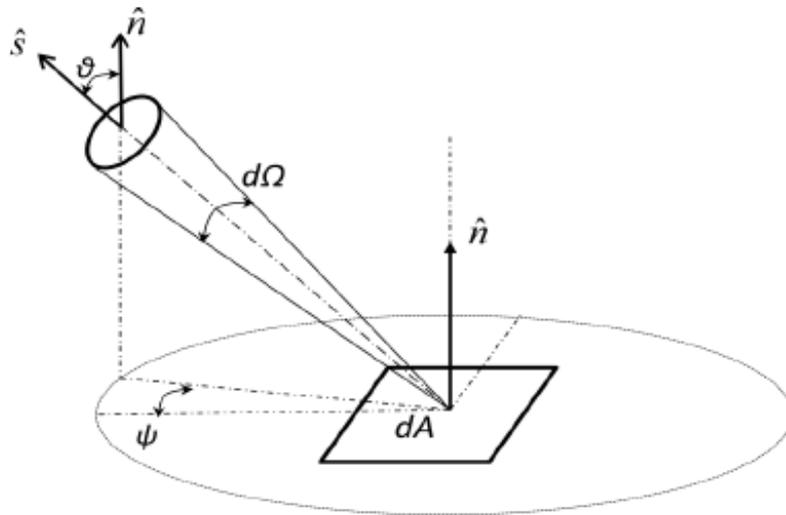


Figura 13 – Rappresentazione del sistema di coordinate sferiche

Definiamo l'angolo solido infinitesimo $d\Omega$ che circonda la direzione di emissione \hat{s} come:

$$d\Omega = \sin\theta d\theta d\psi$$

Risulta più semplice lavorare in termini di emissività emisferica (hemispherical emittance), ossia operare con l'emissione spettrale mediamente direzionale; l'emissività emisferica totale sarà quindi l'energia di radiazione emessa in tutte le direzioni.

Siccome l'energia coinvolta dipende dalla direzione, è conveniente definire una nuova quantità, I intensità radiante, ossia il flusso di energia radiante per unità di angolo solido e area unitaria normale ai raggi, utile specialmente quando si ha a che fare con lo scambio di radiazione tra superfici assorbenti-emittenti diverse.

Per un emettitore piatto avremo che l'intensità della radiazione è indipendente dalla direzione dei raggi ed è correlata alla potenza emessa:

$$I = \frac{E}{\pi} = \frac{\sigma \epsilon T^4}{\pi}$$

Mentre il flusso emesso direzionalmente I' che rappresenta il flusso di energia per unità di angolo solido e area unitaria emettente, è calcolato moltiplicando l'intensità radiante I per l'elemento dell'area proiettata normale ai raggi ($dA_p = dA \cos\theta$)

$$I'dA = IdA_p = IdA \cos\theta \implies I' = I \cos\theta$$

Quindi, per la *Legge del coseno di Lambert*, la potenza emessa direzionalmente scala con il coseno dell'angolo di elevazione θ .

Possiamo calcolare la potenza totale emessa dal dA integrando l'intensità radiante emessa da una superficie nell'emisfero che la circonda:

$$E = \int_0^{2\pi} \int_0^{\pi/2} I \cos\theta \sin\theta d\theta d\psi = \sigma \varepsilon T^4$$

Introduciamo l'*irradianza* H , ossia la radiazione incidente; quando un raggio monocromatico di radiazione H_λ colpisce un corpo non trasparente, avremo una parte di radiazione che viene assorbita $\alpha_\lambda H_\lambda$, un'altra frazione viene riflessa $\rho_\lambda H_\lambda$ e un'altra ancora viene trasmessa $\tau_\lambda H_\lambda$.

Avremo quindi $\alpha_\lambda, \rho_\lambda, \tau_\lambda$ numeri adimensionali che saranno rispettivamente i coefficienti di assorbimento, di riflessione e di trasmissione, per cui vale la seguente relazione:

$$\alpha_\lambda + \rho_\lambda + \tau_\lambda = 1$$

Facendo la media dei tre coefficienti su tutto lo spettro di lunghezza d'onda, si ottengono l'*assorbimento emisferico totale* α , la *riflettività emisferica totale* ρ e la *trasmissività emisferica totale* τ .

Per la *Legge di Kirchoff* abbiamo che la quantità di radiazione emessa dal corpo sia uguale a quella assorbita, rispettando la conservazione dell'energia.

$$\alpha_\lambda = \varepsilon_\lambda$$

Se abbiamo a che fare con corpi grigi possiamo estendere l'uguaglianza dai coefficienti spettrali a quelli totali.

$$\alpha = \varepsilon$$

Distinguiamo alcuni casi limite:

$$\tau = 0, \quad \alpha + \rho = 1 \rightarrow \text{corpi opachi}$$

$$\alpha = \varepsilon = 1, \quad \rho = 0 \rightarrow \text{corpi neri (emettitori-assorbitori perfetti)}$$

$$\alpha = \varepsilon = 0, \quad \rho = 1 \rightarrow \text{isolanti radiativi perfetti}$$

Il bilancio energetico radiativo di una superficie grigia e opaca, essendo un emettitore e riflettore diffuso, può essere espressa come:

$$J = \rho H + E = \rho H + \sigma \varepsilon T^4$$

Con J *radiosità superficiale*, il flusso di calore totale che lascia la superficie a causa dell'emissione e della riflessione.

Si può ricavare il flusso radiativo dell'esterno sulla superficie:

$$q_{out} = J - H = (\rho - 1)H + \sigma \varepsilon T^4$$

Sapendo che per un corpo grigio si ha $\rho - 1 = \varepsilon$ l'equazione diventa:

$$q_{out} = J - H = \varepsilon(\sigma T^4 - H)$$

È possibile riformulare la relazione tra intensità di radiazione e Potenza emessa come:

$$J = \pi I$$

Per ottenere risultati soddisfacenti bisogna considerare tutte le superfici che partecipano allo scambio di radiazione termica.

In base all'orientamento e alla posizione relativa delle superfici vengono introdotti effetti di ombreggiamento e riflessione che possono modificare la propagazione delle onde elettromagnetiche e quindi lo scambio di radiazione.

Definiamo allora il fattore di vista tra due superfici infinitesime dA_i e dA_j , come il rapporto tra la porzione di radiosità J , che parte da dA_i e raggiunge dA_j , e la radiazione totale che lascia dA_i .

$$dF_{dA_i - dA_j} = \frac{\cos\theta_i \cos\theta_j}{\pi r^2} dA_j$$

θ_i : angolo compreso tra la normale n_i della superficie e la linea che connette dA_i e dA_j , di lunghezza r .

θ_j : angolo compreso tra la normale n_j della superficie e la linea che connette dA_i e dA_j , di lunghezza r .

Possiamo estendere il fattore di vista per superfici di dimensione finita applicando una doppia integrazione della radiosità tra la superficie emittente A_i e ricevente A_j , dividendo per la potenza emessa totale.

$$F_{A_i - A_j} = \frac{\int_{A_i} \int_{A_j} J_i \frac{\cos\theta_i \cos\theta_j}{\pi r^2} dA_j dA_i}{\int_{A_j} J_i dA_i}$$

[12][13][18][20]

5.4 Pressione di radiazione

Come abbiamo visto nei capitoli precedenti, i fotoni sono il quanto di energia della radiazione elettromagnetica.

Viaggiano alla velocità della luce nella direzione di propagazione dell'onda elettromagnetica; secondo la *Legge di Planck* l'energia trasportata è:

$$e = h\nu$$

Quindi l'impulso energetico generato sarà:

$$\frac{h\nu}{c}$$

Quando i fotoni colpiscono o partono da una superficie, avviene un trasferimento di quantità di moto che genera una forza.

Questa forza viene rappresentata in termini di pressione di radiazione riferita all'intensità di radiazione I .

Prendiamo in considerazione un raggio di radiazione emesso da una superficie piana dA , diretta verso una direzione $\hat{s}(\theta_i, \psi_i)$, allora il flusso di energia che parte dalla superficie è:

$$I \cos \theta dA d\Omega$$

Il flusso di quantità di moto che fugge da dA nella direzione normale è:

$$\frac{1}{c} I(\hat{s}) \cos^2 \theta d\Omega$$

Per la seconda legge di Newton, il flusso totale di quantità di moto normale alla superficie sarà bilanciato da una forza di pressione $p_{rad} dA$.

La forza di pressione, che sarà normale alla superficie, si ricava integrando il flusso di quantità di moto in tutte le direzioni di un emisfero che circonda la superficie, quindi:

$$p_{rad} = \frac{1}{c} \int_0^{\pi/2} \int_0^{2\pi} I(\hat{s}) \cos^2 \theta \sin \theta d\theta d\psi = \frac{1}{c} \int_0^{\pi/2} \int_0^{2\pi} \frac{\sigma \epsilon T^4}{\pi} \cos^2 \theta \sin \theta d\theta d\psi = \frac{2}{3c} E$$

Il modello della radiazione di Lambert è simmetrico in tutte le direzioni tangenziali, possiamo quindi ignorare la forza di radiazione tangenziale.

Possiamo definire una forza di pressione anche per la radiazione assorbita o riflessa, generalizzando la definizione di pressione di radiazione:

$$p_{rad} = \frac{k}{c} \int_0^{\pm\pi/2} \int_0^{2\pi} I(\hat{s}) \cos^2 \theta \sin \theta d\theta d\psi$$

$$F_{rec} = \int_A p_{rad} \hat{n} dA$$

\hat{n} : versore normale alla superficie

$\cos(\theta) = \hat{n} \cdot \hat{s}$ [>0 per I emesso; <0 per I assorbito o riflesso]

$k = -1$ per emissione

$k = 1$ per assorbimento

$k = (1+2/3)$ per riflessione diffusa

Per conoscere la forza generata dalla radiazione termica è necessario calcolare l'intensità radiativa sia in partenza sia in arrivo su ciascuna superficie interessata, quindi bisogna conoscere la radiosità J e l'irradiazione H , che a sua volta richiede il calcolo di tutti i fattori di vista tra tutte le superfici partecipanti.

Calcolando la pressione di radiazione dell'emissione, dell'assorbimento e della riflessione su ciascuna superficie e sommando tutti i risultati otteniamo la forza termica netta. ^[20] ^[21]

6 Implementazione geometria Galileo in software COMSOL

In questo capitolo verranno descritti i passaggi che hanno portato alla generazione di una mesh dello spacecraft Galileo nel software *COMSOL Multiphysics*.

Si è scelto di implementare la geometria in *COMSOL* perché questo software permette la modellazione e la simulazione di numerosi fenomeni fisici.

La piattaforma sarà utile per sviluppare il modello termico del veicolo spaziale, permettendo lo studio delle accelerazioni non gravitazionali del veicolo Galileo, provocate dalla presenza dei due RTG descritti precedentemente.

6.1 Geometria spacecraft Galileo

Inizialmente è stato necessario determinare le quote corrette dell'intero spacecraft Galileo; data la mancanza di informazioni approfondite riguardanti le dimensioni del veicolo spaziale, si è preferito procedere con la ricerca in internet di un modello 3d completo.

Viste le fonti affidabili si è optato per la scelta del satellite presente in *NASA 3D Resources*, caricato l'1 aprile 2012 e creato da Brian Kumanchik e Christian Lopez (<https://nasa3d.arc.nasa.gov/detail/jpl-vtad-galileo>).

Il file contenente il modello viene fornito nel formato “.blend”, quindi è stato necessario scaricare il programma open source *Blender* per poter aprire la creazione 3D [Figura 14].

Blender è una piattaforma specializzata prevalentemente nella modellazione di solidi e nel video editing.

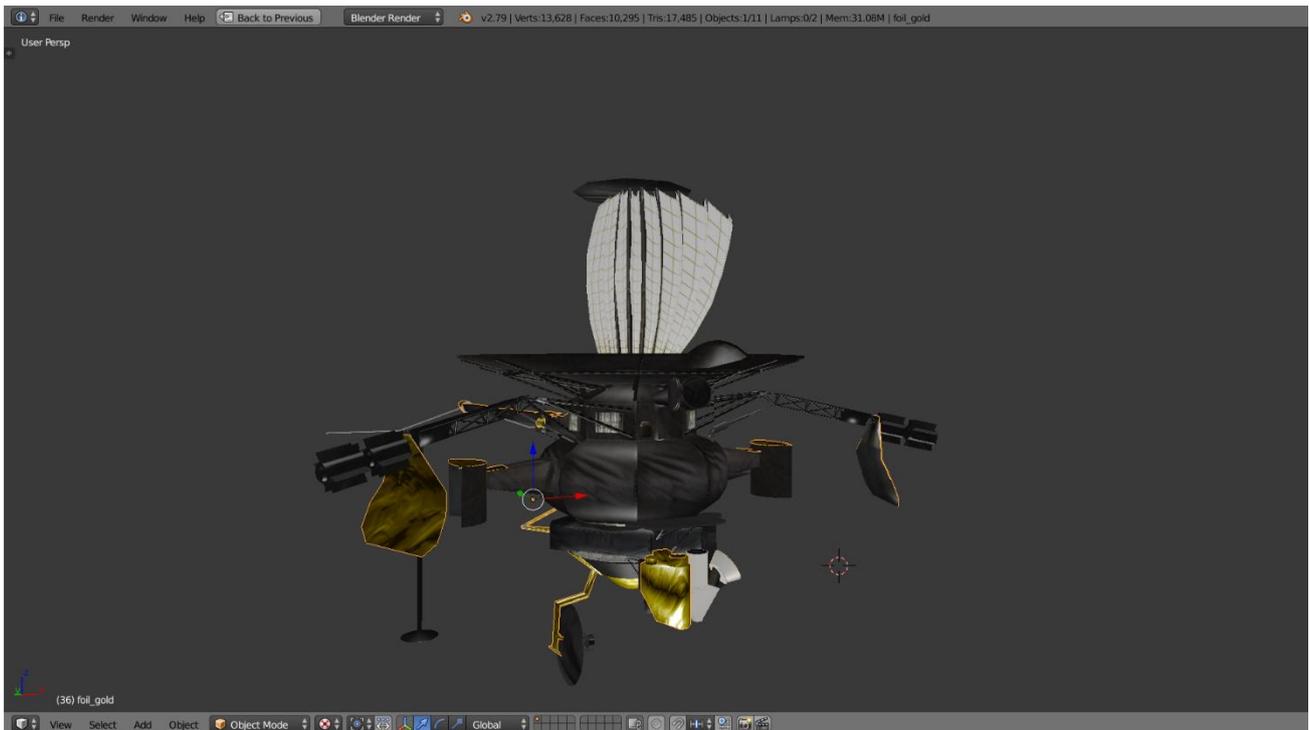


Figura 14 - Spacecraft Galileo in software Blender

Il programma *COMSOL* è dotato di una funzione chiamata *LiveLink* che consente ai maggiori software CAD per il disegno assistito al calcolatore di operare coordinatamente a *COMSOL*, in particolare offre un'interfaccia bidirezionale tra i due software attraverso la quale è possibile sincronizzare il progetto CAD con il modello della simulazione multifisica.

Quindi è stato necessario importare il modello 3D di Galileo in un software CAD, *Solidworks* in questo caso.

Non esiste un metodo automatico per trasferire direttamente un file da *Blender* a *Solidworks* tuttavia, tramite passaggi manuali e servendosi di un ulteriore programma chiamato *Meshlab*, è possibile avvicinarsi al risultato voluto.

Meshlab è un sistema open source per l'elaborazione e la modifica di mesh triangolari 3D, specializzato nell'elaborazione di dati prodotti da dispositivi di digitalizzazione 3D e nella preparazione di modelli per stampanti tridimensionali, sarà fondamentale per estrarre una prima mesh dello spacecraft Galileo.

Inizialmente è stato necessario esportare il disegno *Blender* come file “.stl” tramite l'apposita funzione presente nell'applicazione.

Dopo aver aperto *Meshlab*, attraverso l'operazione “import mesh” si è aperto il file stl contenente il veicolo [Figura 15], successivamente la mesh è stata esportata in un formato congeniale a *Solidworks*, ossia “.dxf”.

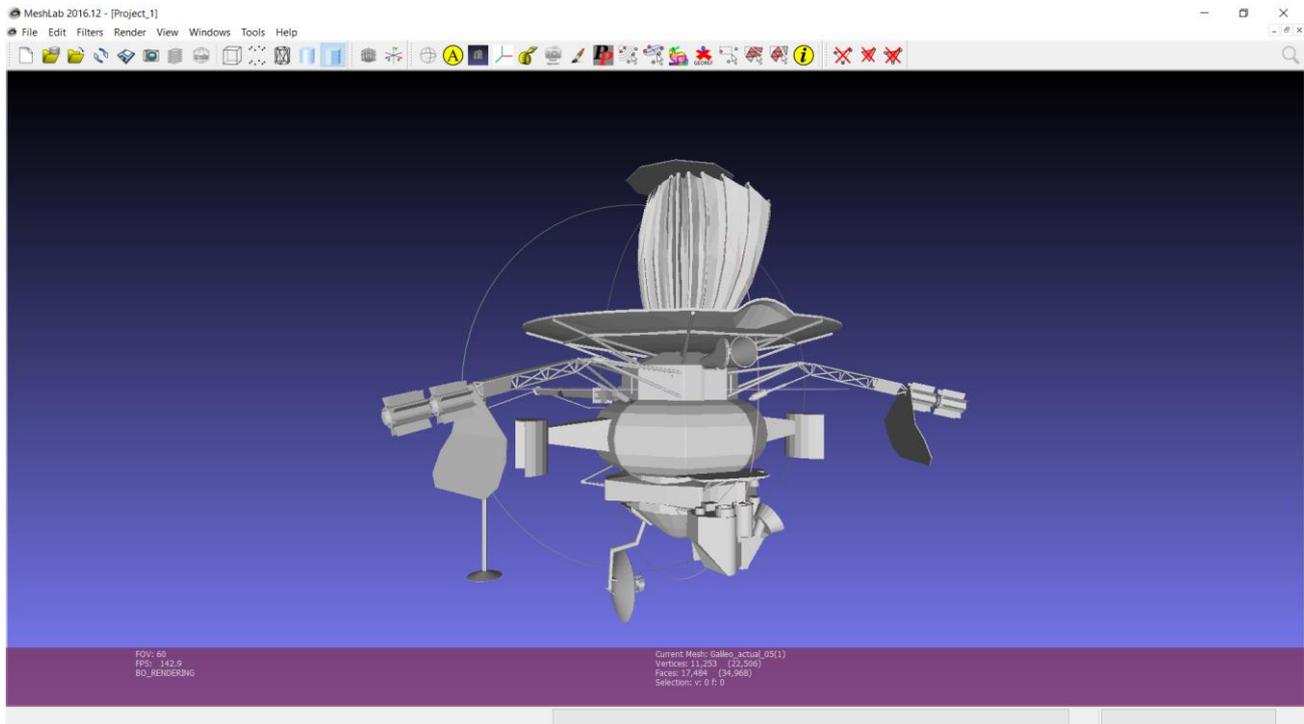


Figura 15 - Mesh dello spacecraft Galileo in software Meshlab

Ora è possibile aprire il file dxf nel nostro programma CAD e importarlo come modello 3D; persiste però un problema, il disegno tridimensionale in *Solidworks* non può essere utilizzato per eseguire simulazioni in quanto quel modello è formato soltanto dal guscio e non contiene parti solide [Figura 16].

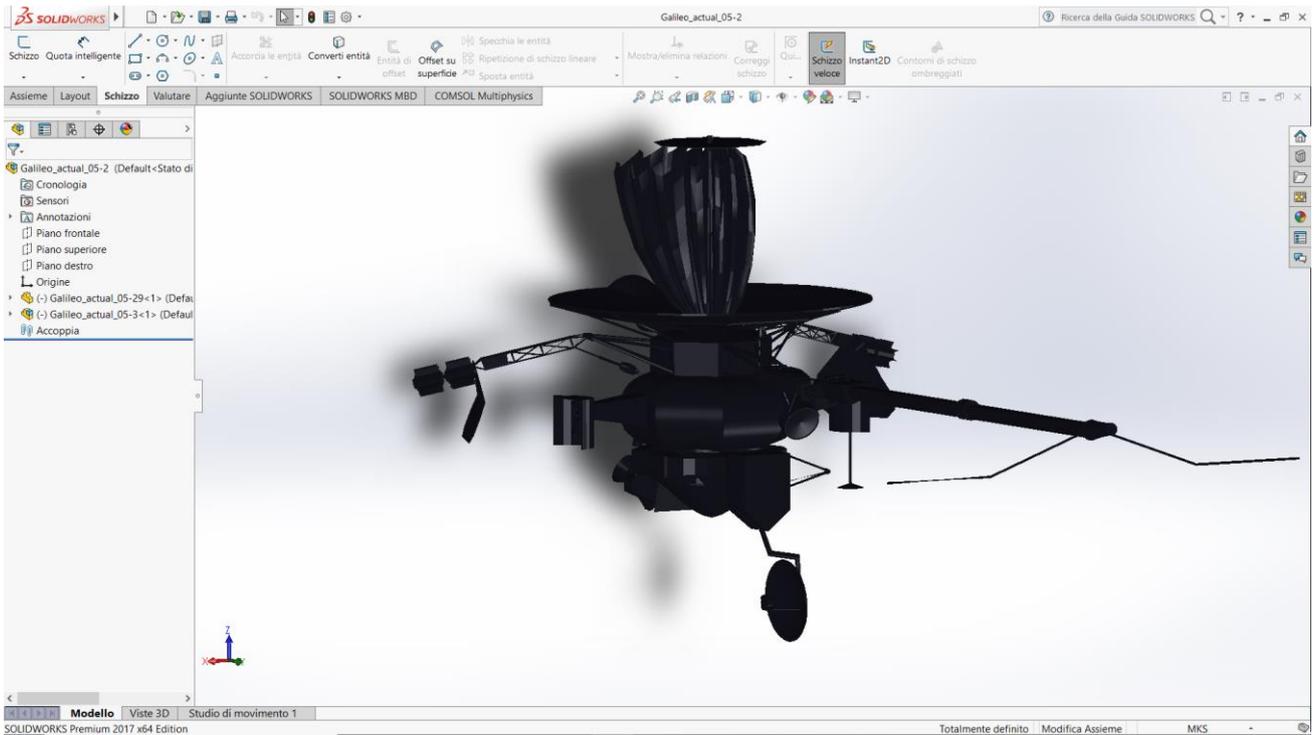


Figura 16 - Guscio dello spacecraft Galileo in software Solidworks

Sfruttando lo strumento di misurazione presente in *Solidworks* è stato possibile recuperare tutte le quote necessarie, per poi ricostruire il modello 3D dal principio.

In presenza di questa situazione, si è pensato di creare un modello che avesse le dimensioni corrette prelevate dal disegno originale ma con una geometria semplificata, così da alleggerire il carico di lavoro al programma *COMSOL* in vista della futura simulazione da eseguire.

Sono stati mantenuti solamente lo scudo solare circolare, lo spun bus, che è stato rappresentato come un semplice cilindro a base ottagonale, e gli RTG compresi dei loro piccoli deflettori termici.

In particolare si è deciso di eliminare tutti i bracci di supporto, le piccole appendici e l'intera sezione despun, in quanto, vista la sua capacità di ruotare relativamente alla parte spun, in qualsiasi posizione si fosse scelto di rappresentare il settore rotante, non avrebbe garantito risultati soddisfacenti in fase di simulazione.

Nelle figure successive verranno mostrati tutti i disegni costruttivi, dotati di quote, delle varie parti del veicolo Galileo [Figura 17][Figura 18][Figura 19][Figura 20][Figura 21].

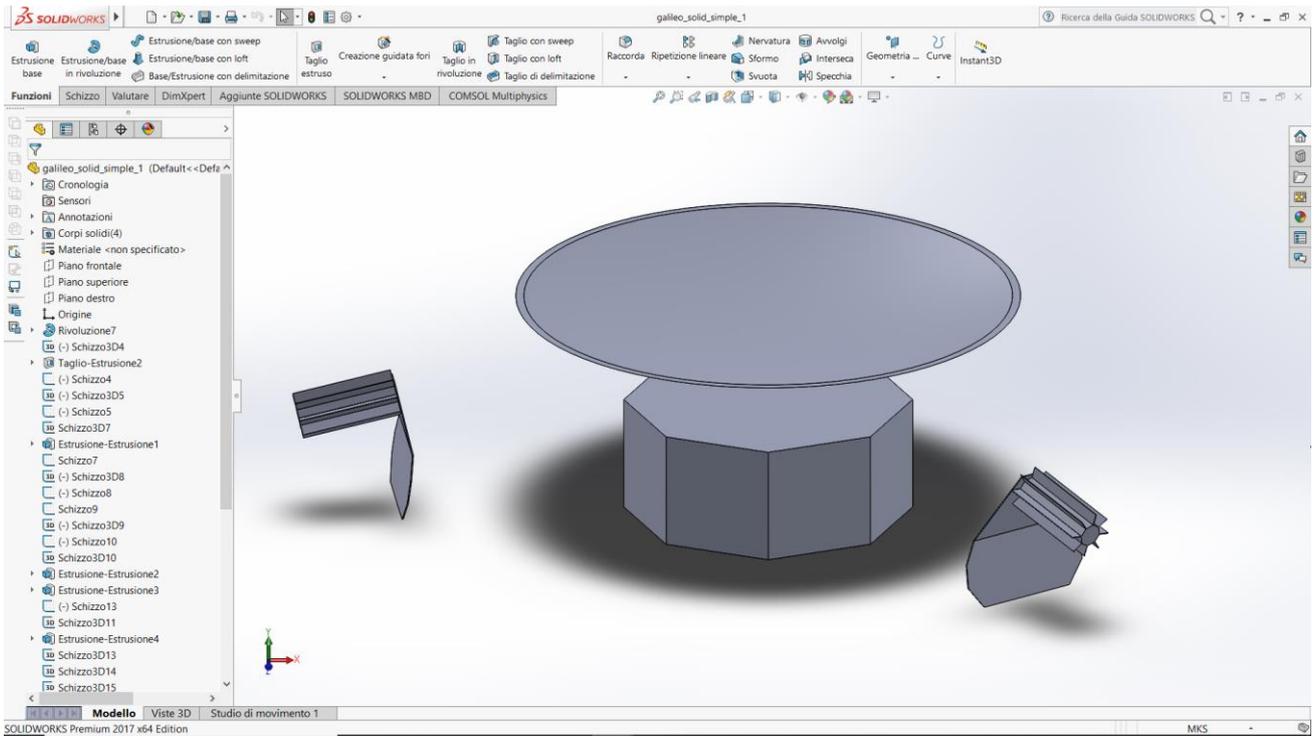


Figura 17 - Geometria semplificata spacecraft Galileo in software Solidworks

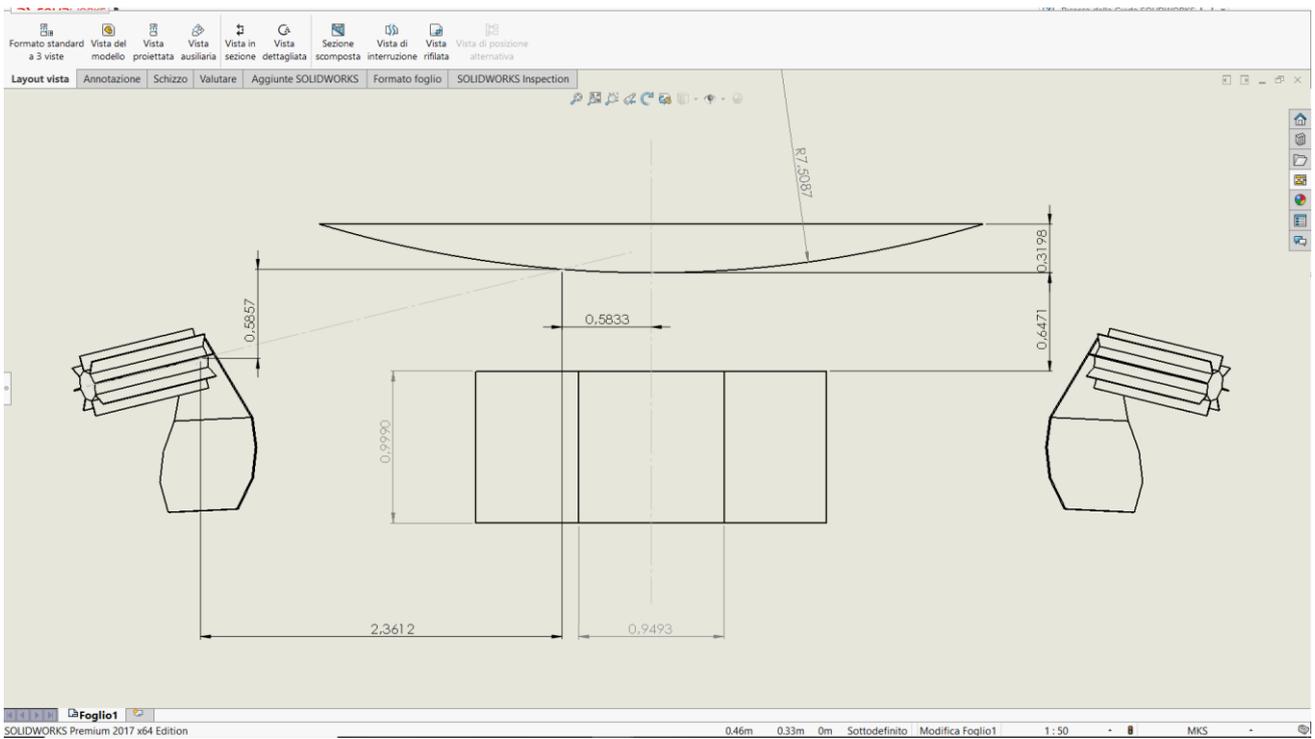


Figura 18 - Vista frontale dello spacecraft Galileo

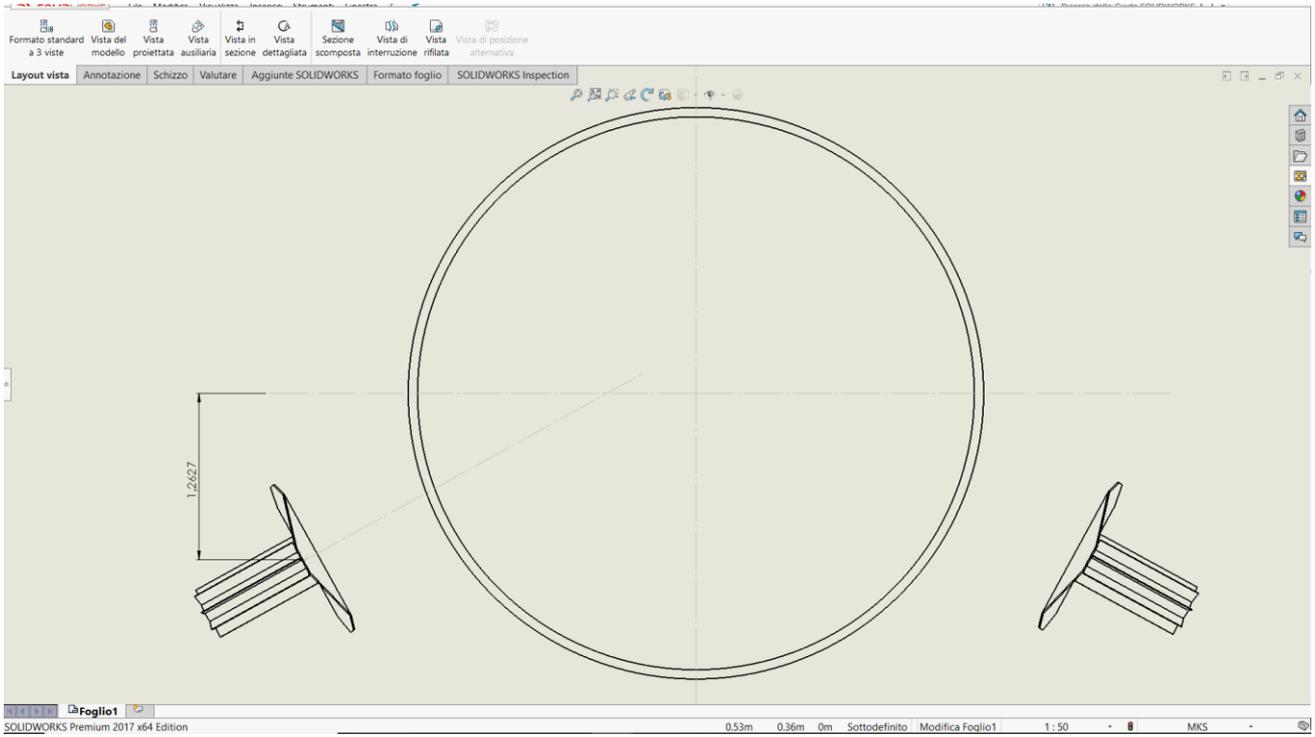


Figura 19 - Vista dall'alto dello spacecraft Galileo

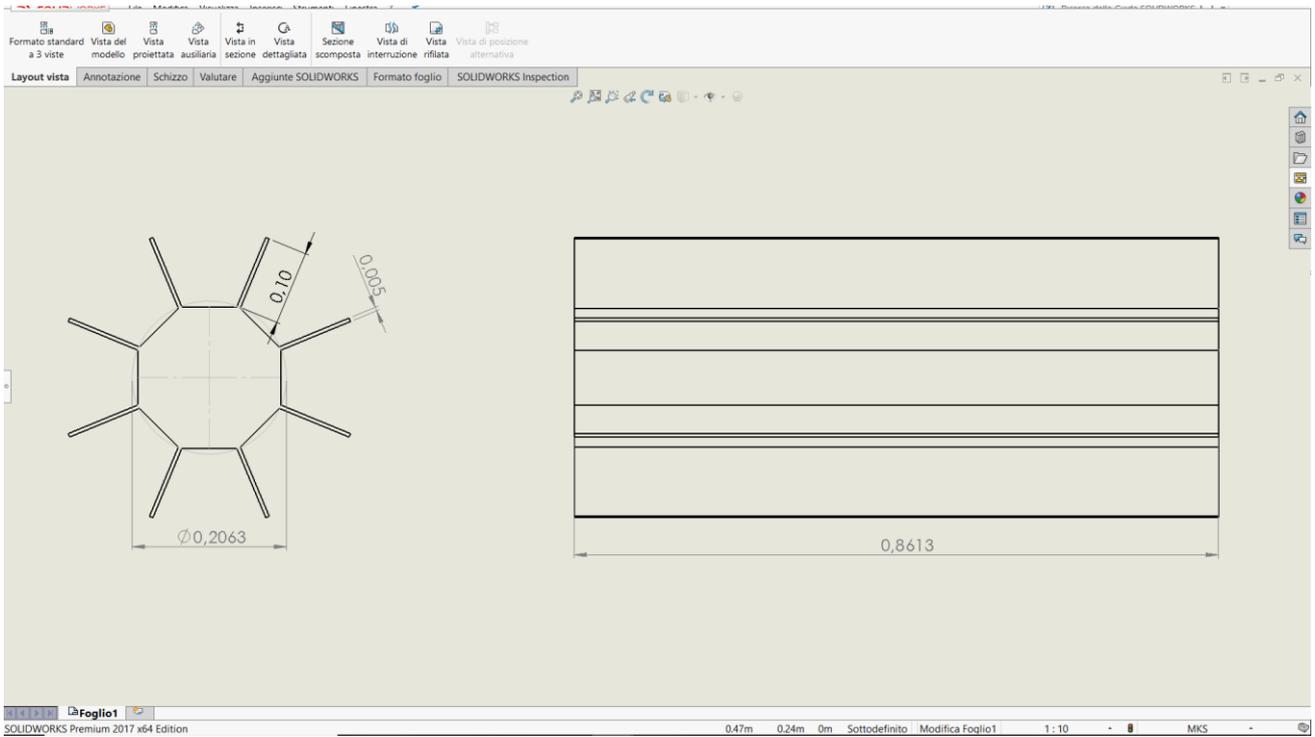


Figura 20 - Disegno quotato RTG

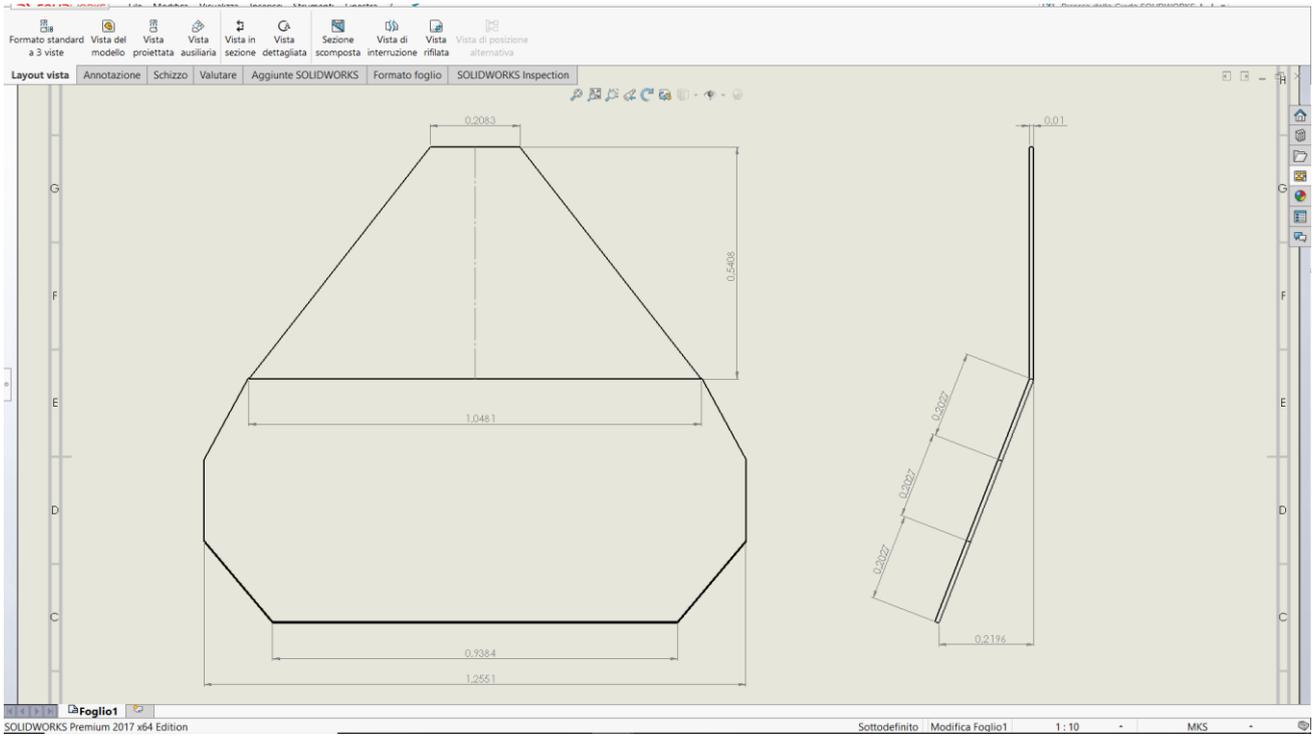


Figura 21 - Disegno quotato scudo termico RTG

6.2 Generazione mesh

Una volta in possesso di un modello 3D dello spacecraft Galileo, l'implementazione in *COMSOL Multiphysics* è piuttosto immediata grazie alla funzione *LiveLink*.

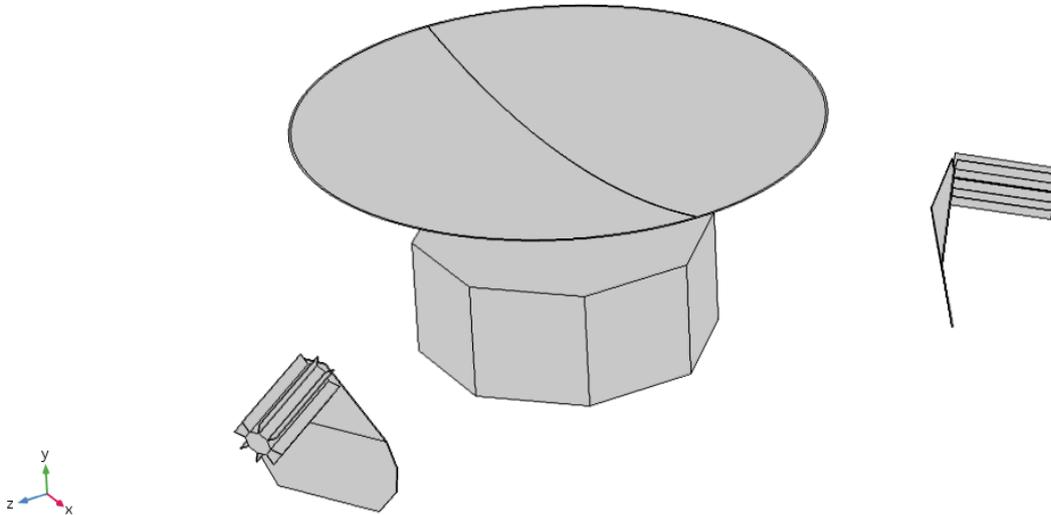


Figura 22 - Orientazione assi spacecraft Galileo

È importante evidenziare l'orientazione degli assi cartesiani rispetto allo spacecraft; notiamo dalla Figura 22 che l'asse y è perpendicolare allo scudo termico, l'asse x rappresenta l'asse longitudinale mentre l'asse z è quello trasversale.

Ora che il modello di Galileo è stato caricato su *COMSOL* possiamo procedere alla generazione di una mesh.

Per velocizzare il calcolo della simulazione fisica si è deciso di eseguire una mesh piuttosto rada.

La geometria è formata da 6 domini, 127332 lati e 214 vertici.

Con una mesh "più rada" otteniamo 8360 elementi di volume, 5670 elementi di superficie e 1332 elementi sui lati [Figura 23].

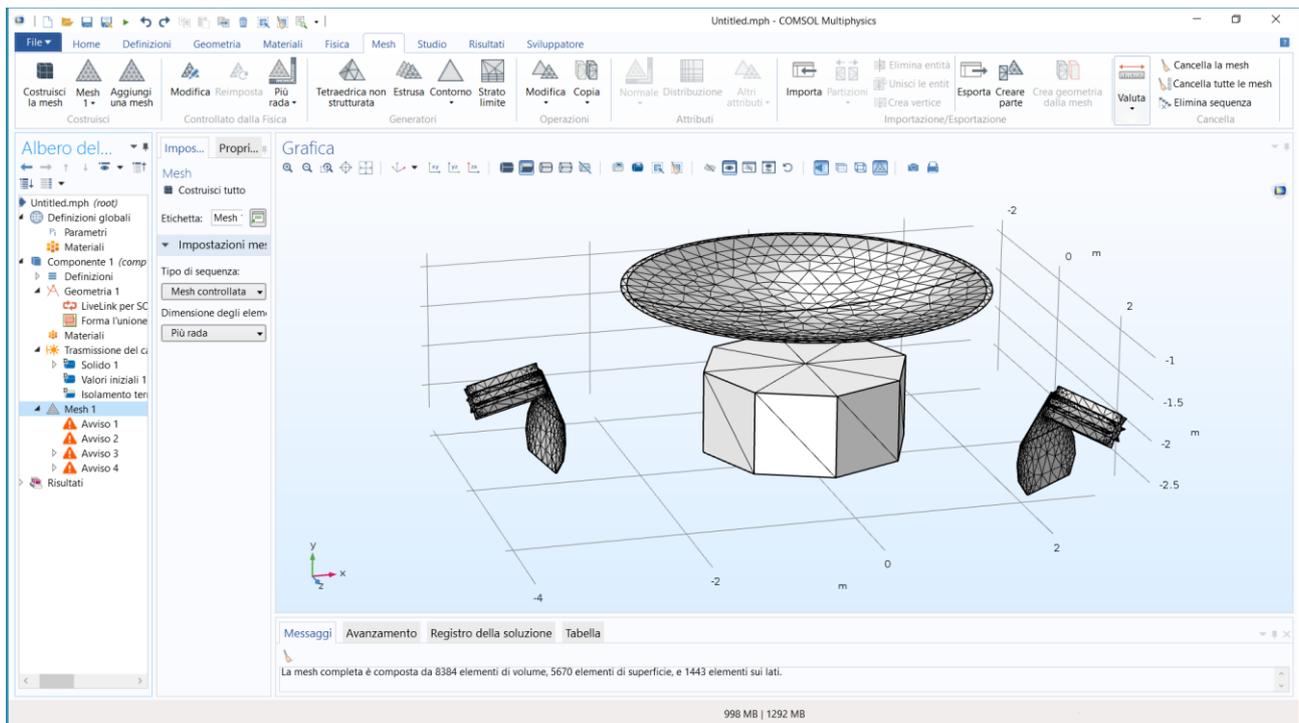


Figura 23 - Mesh dello spacecraft Galileo in software COMSOL

Per il calcolo della pressione termica è stato necessario aggiungere un volume di controllo attorno a Galileo, questo permetterà di rilevare tutta la radiazione emessa dallo spacecraft in ogni direzione.

Si tratta di una sfera con un raggio di 20 metri che ha al centro il veicolo spaziale [Figura 24], questo volume di controllo agisce come un corpo nero passivo, quindi è ad una temperatura costante di 0 K e ha un'emissività di 1, così da assorbire tutta la radiazione incidente senza emettere o riflettere nulla.

In questo modo invece di studiare il bilancio della radiazione emessa da ogni superficie possiamo considerare l'intero veicolo come un sistema completo.

Siccome la pressione causata dalla intercettazione della radiazione da parte di componenti dello spacecraft si annulla con la pressione che agisce sulla superficie che la emette, avremo che la radiazione rilevata dal volume di controllo, che è quella che lascia il sistema Galileo, sarà l'unico contributo alla generazione della forza di radiazione netta.

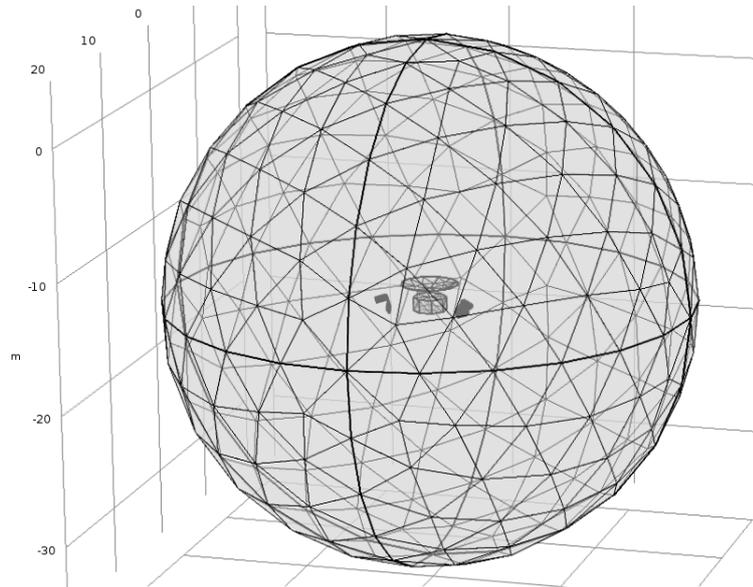


Figura 24 - Mesh dello spacecraft e del volume di controllo

7 Modello termico

Sappiamo che i GPHS-RTG producevano al lancio una potenza elettrica complessiva di circa 570 W_e con un rendimento del 6.8%, possiamo quindi trarre la potenza totale:

$$W_e = \eta W_{tot}$$

Ricaviamo una potenza totale di 8382 W.

La potenza termica si può calcolare con la formula:

$$W_{th} = W_{tot} - W_e = (1 - \eta)W_{tot}$$

Otteniamo quindi una potenza termica complessiva di 7812 W, quindi ogni RTG produceva al lancio circa 3906 W_{th} .

Per la simulazione verranno usati i dati di Galileo all'arrivo nel sistema di Giove; gli RTG in quel periodo producevano circa 493 W_e , ripetendo il procedimento appena descritto otteniamo 7250 W_{tot} che corrispondono a 6757 W_{th} , quindi ogni RTG generava all'incirca 3379 W_{th} .

L'energia termica che non viene convertita in elettricità viene irradiata verso l'esterno del sistema Galileo, ma non è l'unica fonte di radiazione che partecipa alla generazione di una forza.

Una parte di energia elettrica viene trasmessa verso la terra come onda radio, mentre la parte restante è convertita in calore per effetto joule e verrà irradiata nello spazio; quindi tutta la potenza generata all'interno dello spacecraft viene espulsa sotto forma di radiazione elettromagnetica e trasporta una certa quantità di moto.

Se la radiazione è anisotropa ciò si traduce in una forza risultante, non nulla, applicata al sistema Galileo che ne modifica la traiettoria.

La componente in una certa direzione di questa forza corrisponde alla potenza in uscita non nulla nella stessa direzione divisa per la velocità della luce.

L'energia totale emessa dallo spacecraft, oltre che dalla potenza generata dagli RTG, dipende anche dall'irradiazione del Sole; il flusso solare induce una pressione di radiazione solare che solitamente viene considerata durante il calcolo della traiettoria, oltre a questo effetto abbiamo anche un aumento della temperatura sulle superfici illuminate dovuto all'assorbimento di una parte di radiazione che altera la produzione di energia termica del sistema.

L'inclinazione dello spacecraft Galileo era stata studiata per consentire all'antenna principale (HGA – High Gain Antenna) di essere costantemente puntata verso la Terra e quindi costantemente illuminata dal Sole.

Abbiamo già visto che l'antenna non si aprì mai del tutto, è comunque presente uno scudo termico di grandi dimensioni che si trova circa nella stessa posizione in cui si sarebbe trovata l'antenna una volta aperta.

Queste sono le uniche fonti di calore e radiazione che verranno considerate in questo modello termico.

Nel software *COMSOL Multiphysics* imposteremo come fisica da approfondire la “trasmissione di calore con irraggiamento superficie-superficie”; lo studio sarà stazionario, in particolare ci occuperemo del momento immediatamente successivo all’arrivo di Galileo nel sistema di Giove. Come impostazioni ambientali, essendo nello spazio, avremo temperatura, pressione assoluta, umidità relativa e velocità del vento uguali a zero.

Analizzeremo diverse configurazioni del modello termico di Galileo, partendo dalla più semplice dove verranno considerati solamente gli RTG come fonte di calore, aggiungeremo poi un flusso termico che avrà direzione coassiale con l’antenna principale e simulerà la radiazione solare, integreremo anche una terza fonte di calore nel BUS che ci darà un’idea dell’incidenza che ha avuto la potenza elettrica nel problema, infine elimineremo dal sistema Galileo uno dei due riflettori termici di cui sono dotati gli RTG, così da eliminare la simmetria della geometria rispetto al piano *xy* e valutare quanto hanno contribuito alla generazione della spinta termica.

La distribuzione di calore nelle varie sorgenti è stata considerata costante, questa è una semplificazione specialmente per quanto riguarda il calore prodotto dal BUS ma uno studio delle varie sorgenti all’interno della piattaforma e la conseguente riproduzione avrebbe impiegato troppo tempo e non sarebbe stato opportuno vista la semplice geometria utilizzata.

Le proprietà termo-ottiche dei materiali che costituiscono le superfici di Galileo sono state ricavate da quelle utilizzate per il modello termico di Pioneer [20], i valori fondamentali sono riportati nella tabella sottostante [Tabella 1].

COMPONENTE	CONDUCIBILITA’ TERMICA $k [W/(m K)]$	DENSITA’ $\rho [kg/m^3]$	CALORE SPECIFICO A PRESSIONE COSTANTE $C_p [J/(kg K)]$	EMISSIVITA’ SUPERFICIALE ε
Sun shield	169	2770	960	0.04
RTG	104	1800	1047	0.85
BUS	169	2770	961	0.01
RTG shield	150	1800	900	0.01
Control Volume	385	8700	400	1

Tabella 1 – Proprietà superficiali dei materiali di Galileo

7.1 Esperimento semplificato

Prima di procedere con la simulazione del modello termico di Galileo si è preferito eseguire un test su una geometria ancora più basilare, così da verificare la correttezza delle impostazioni sul software *COMSOL*.

Nello specifico lo spacecraft è stato sostituito da una sfera di raggio pari a 1 m [Figura 25], alla quale sono state attribuite le proprietà degli RTG, poi definita come sorgente di calore con una emissione di $3379 \text{ W}_{\text{th}}$.

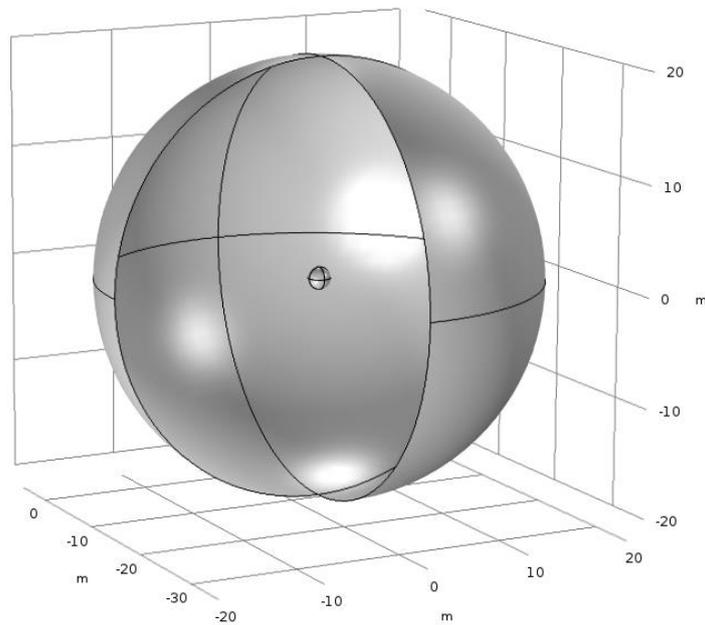


Figura 25 - Rappresentazione geometria esperimento semplificato

Eseguendo la mesh otteniamo due domini costituiti da 2708 elementi e 601 vertici.

Lo scopo di questo esperimento sarà quello di assicurarsi che sia presente lo scambio termico tra le superfici del sistema e verificare che tutta la radiazione uscente dalla sfera interna sia poi intercettata dal control volume.

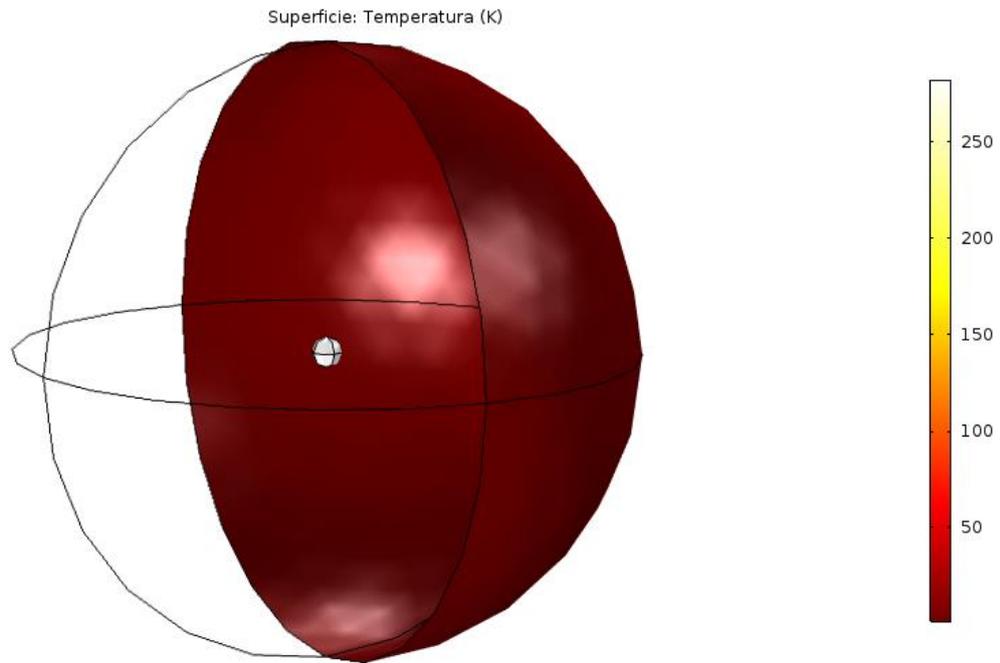


Figura 26 - Grafico temperatura superficiale

Innanzitutto è possibile osservare dalla Figura 26 che la sfera interna ha innalzato notevolmente la propria temperatura, mentre il control volume sembra essere ancora ad una temperatura di 0 K.

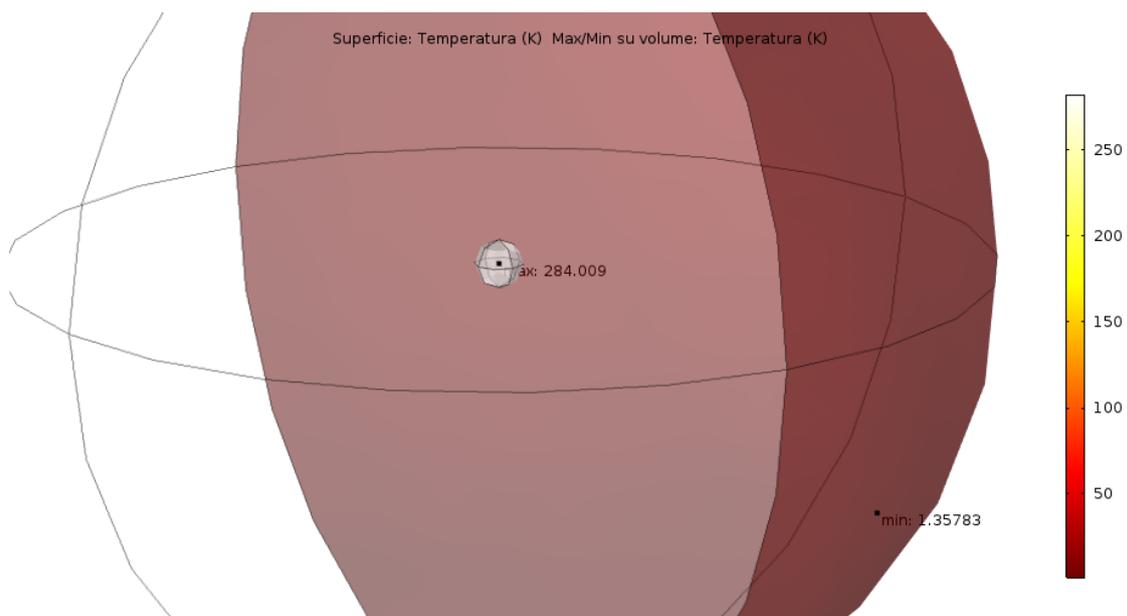


Figura 27 - Massimo e minimo della temperatura superficiale

In particolare, plottando la temperatura massima e minima sulla superficie, possiamo osservare che, come era logico aspettarsi, il massimo della temperatura si trova sulla sfera interna con

284.009 K, mentre il minimo è individuato sulla sfera esterna con una temperatura di 1.358 K [Figura 27]; il control volume non si trova ad una temperatura pari a 0 K, ma considerando un piccolo errore ed il fatto che la temperatura iniziale fosse di 3 K, possiamo considerarlo un valore accettabile e sicuramente non interferirà con gli studi che seguiranno.

Ora occorre verificare che tutta la radiazione uscente dalla sorgente di calore sia poi intercettata dal volume di controllo.

Abbiamo visto nei capitoli precedenti che la radiazione incidente su una superficie per unità di area è detto irraggiamento ed è indicato con la lettera G [W/m^2], mentre la potenza radiante per unità di superficie che abbandona una data superficie viene chiamata radiosità e si indica con la lettera J [W/m^2].

Per verificare che ci sia effettivamente trasmissione di calore per irraggiamento è necessario eseguire un integrale di superficie dei due valori G e J .

Con un integrale sulla superficie della sfera interna di J otteniamo una radiosità superficiale pari a 3379.0 W che sono perfettamente concordi con il valore impostato nella sorgente di calore.

Eseguendo invece un integrale sulla superficie della sfera esterna, ossia il control volume, dell'irraggiamento G otteniamo 3379.6 W che, considerando un piccolo errore della simulazione, corrispondono alla radiosità in uscita dal generatore termoelettrico fittizio.

Per effettuare la controprova invertiamo i valori da integrare nelle due superfici, calcoliamo quindi la radiosità superficiale J sul volume di controllo e l'irraggiamento su superficie G sulla sfera interna; ci aspettiamo in entrambi i casi 0 W come risultato in quanto il control volume si trova ad una temperatura di 0 K, mentre la sfera interna non può ricevere alcuna radiazione di ritorno visto che l'unico altro elemento del sistema è appunto il volume di controllo che ha un'emissività superficiale ϵ pari a 1, quindi assorbe tutta la radiazione incidente.

Otteniamo una radiosità superficiale sul volume di controllo di 4.4359×10^{-10} W e un irraggiamento sulla superficie della sfera più piccola di 1.0178×10^{-12} W; i valori non sono uguali a 0 ma sono infinitesimi e considerando una piccola percentuale di errore che è sempre presente, possono essere considerati più che accettabili.

Possiamo quindi ritenerci abbastanza soddisfatti dai risultati e dal modello termico, ora proseguiremo con le simulazioni sullo spacecraft Galileo.

7.2 Configurazione termica 1

La prima configurazione che andremo a studiare sarà la più semplice, comprenderà infatti solamente gli RTG come sorgente di calore, ignorando quindi sia il sole sia il calore generato nel BUS.

I due generatori termoelettrici, comprensivi delle piccole alette di raffreddamento di cui sono dotati, genereranno $3379 \text{ W}_{\text{th}}$ ciascuno.

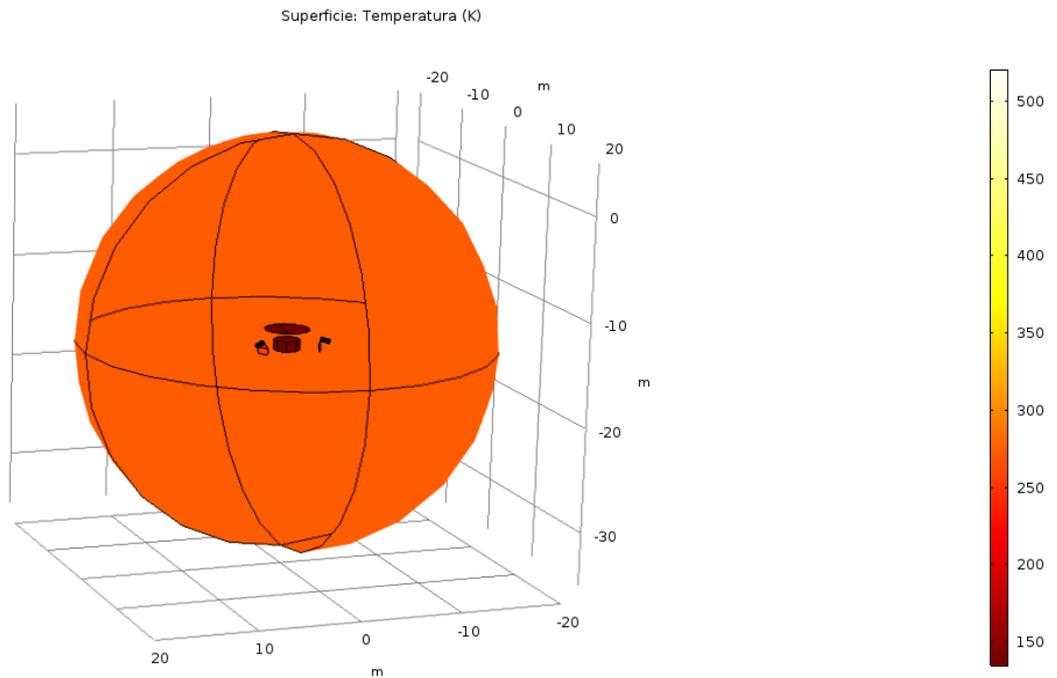


Figura 28 - Grafico temperatura superficiale configurazione 1

Grazie al grafico della temperatura superficiale [Figura 28] possiamo vedere che i due piccoli scudi termici di cui sono dotati gli RTG hanno bloccato gran parte della radiazione termica, infatti i generatori si trovano ad una temperatura quasi quadrupla rispetto a quella del BUS e dello scudo solare.

A causa di una limitazione del software non è stato possibile inserire una temperatura iniziale minore di 273 K, comunque l'unica conseguenza sarà quella di rilevare il control volume a quella temperatura fittizia, infatti non abbiamo radiosità da parte della sfera esterna, mentre non ci saranno interferenze per le altre componenti e in particolare non verranno modificati i valori di irraggiamento superficiale sul control volume.

Le temperature sono riportate nella tabella sottostante [Tabella 2].

COMPONENTE	TEMPERATURA [K]
Control volume	273
RTG	~ 500
BUS	135
Sun shield	136
RTG shield	256

Tabella 2 - Temperature superficiali configurazione 1

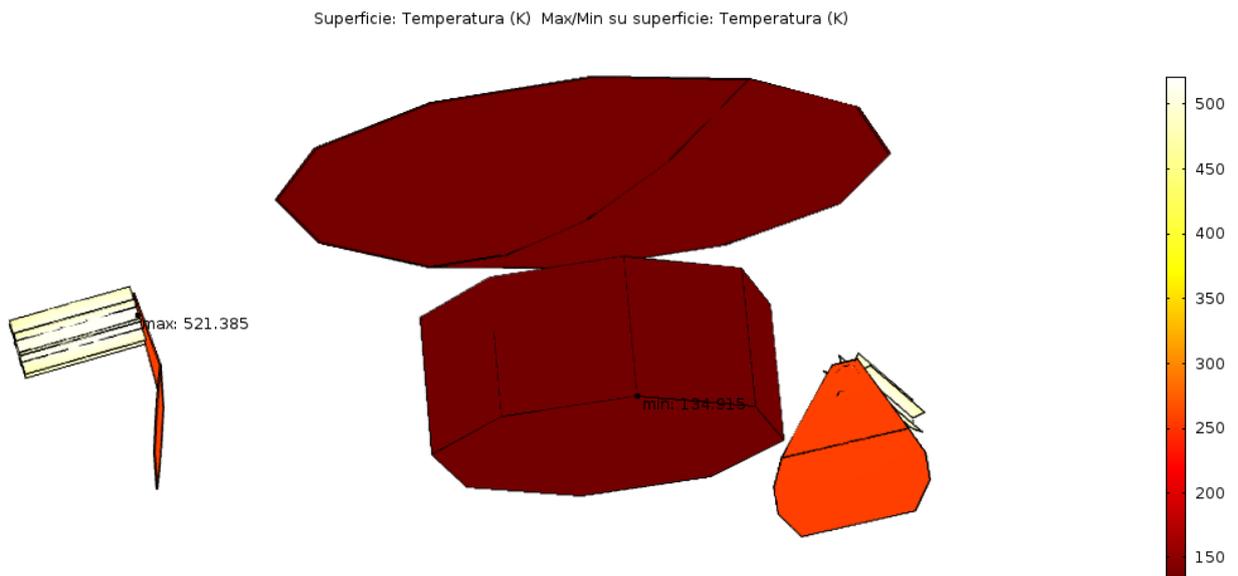


Figura 29 - Massimo e minimo della temperatura configurazione 1

Come era facile aspettarsi il massimo della temperatura si trova sulla superficie di un RTG con 521.385 K, mentre il minimo, con 134.915 K, è situato sul vertice del BUS più lontano dai due generatori a radioisotopi [Figura 29].

Già da questi risultati, possiamo prevedere che i due scudi termici hanno avuto un ruolo determinante nella direzione della forza di rinculo termica, vista la loro alta capacità nel riflettere la radiazione in arrivo.

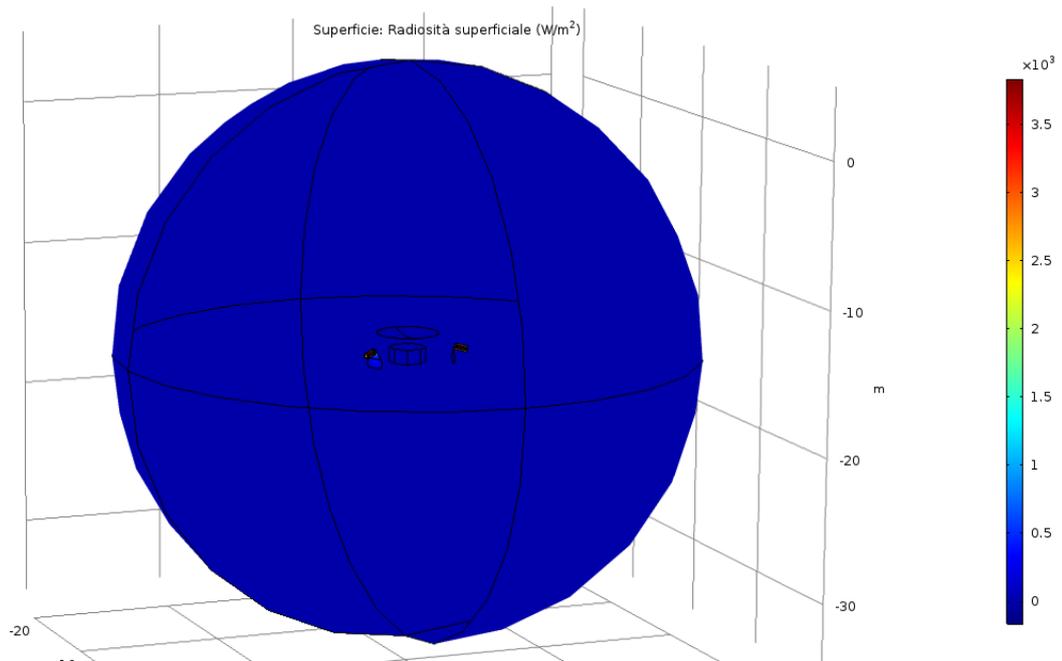


Figura 30 - Grafico radiosità superficiale configurazione 1

Dal grafico in Figura 30 possiamo rilevare le radiosità superficiali di tutte le parti che compongono il sistema, nella tabella seguente [Tabella 3] sono mostrati i valor medi:

COMPONENTE	RADIOSITA' SUPERFICIALE [W/m ²]
Control volume	~ 1.0x10 ⁻³⁰
RTG	~ 3000
BUS	~ 3
Sun shield upper side	~ 0.1
Sun shield lower side	~ 7
RTG shield front side	~ 600
RTG shield back side	~ 8

Tabella 3 - Radiosità superficiale configurazione 1

È bene precisare che quelli mostrati sono valori medi e possono fornirci solo informazioni qualitative, perché la radiosità su una singola superficie può variare anche di un ordine di grandezza rispetto al valore in tabella.

Possiamo comunque notare che la radiosità superficiale del control volume può considerarsi nulla come da teoria, essendo infatti un corpo nero a temperatura 0 K; mentre è importante osservare la differenza di radiosità tra le due facce degli RTG shield, dove abbiamo un bassissimo rilascio

di radiazione nel lato posteriore rispetto a quello anteriore, spiegando il motivo della differenza di temperature tra gli RTG e i due componenti centrali di Galileo.

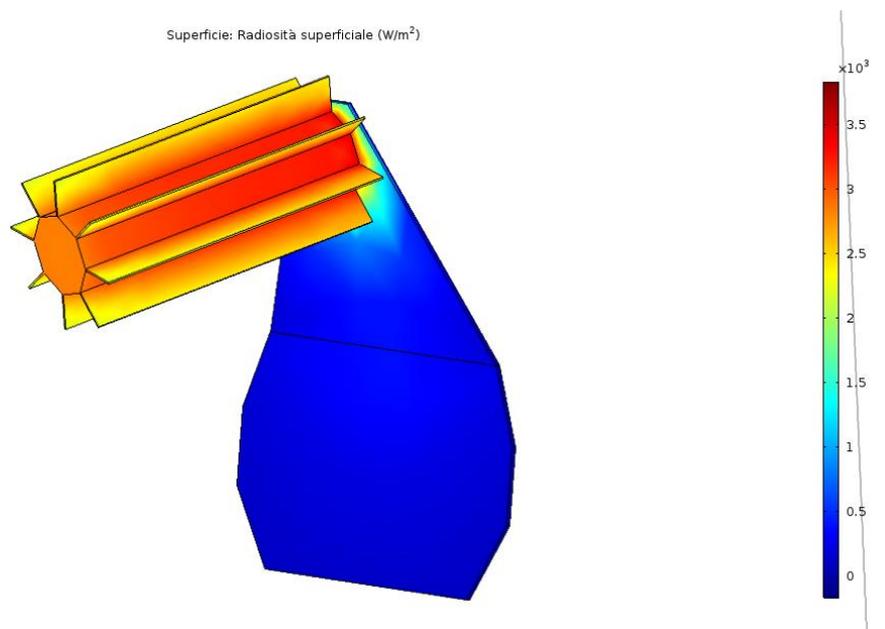


Figura 31 - Radiosità superficiale RTG configurazione 1

Nonostante la distribuzione di calore sia stata impostata costante negli RTG, dalla Figura 31 è possibile vedere come la radiosità superficiale assuma valori molto diversi nei vari punti del generatore termoelettrico; la faccia frontale produce una radiosità di 2842.5 W/m², mentre quella posteriore ne genera circa 3653 W/m².

Possiamo spiegare il fenomeno con la presenza del RTG shield, che si trova per l'appunto vicino alla faccia con radiosità maggiore.

Il riflettore, con un'emissività superficiale di 0.01, riflette quasi tutta la radiazione incidente, quindi parte di essa che arriva ortogonalmente dal generatore, raggiungerà nuovamente l'RTG producendone un incremento della temperatura e della radiosità superficiale.

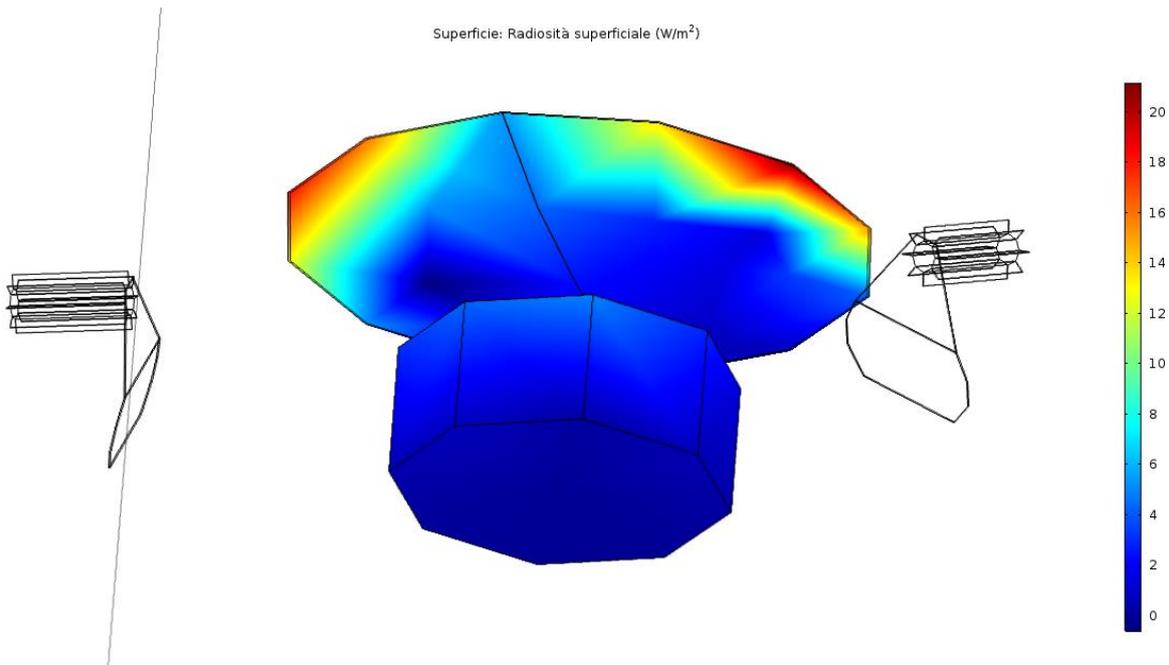


Figura 32 - Radiosità superficiale BUS - Sun shield configurazione 1

Escludendo i due RTG dal grafico possiamo meglio apprezzare la variazione di radiosità superficiale nel Sun shield e nel BUS [Figura 32]; notiamo innanzitutto che i lati più vicini ai due generatori dello scudo solare raggiungono valori di radiosità piuttosto notevoli, mentre il BUS mantiene una radiosità superficiale tutto sommato bassa in tutte le sue superfici.

Il maggiore incremento di radiosità sullo scudo solare rispetto al BUS è dettato dalla geometria dei piccoli riflettori termici degli RTG, infatti questi avevano lo scopo di proteggere dall'incremento di temperatura principalmente il BUS e tutta la sezione despun comprendente la sonda perché proprio quelle parti contenevano la maggior parte delle apparecchiature tecniche e scientifiche.

Procediamo ora nell'integrazione dell'irraggiamento superficiale.

Nella tabella sottostante [Tabella 4] verranno mostrati gli integrali di superficie, calcolati sul control volume, dell'irraggiamento totale e sui tre assi.

$\iint_{CV} G dS [W]$	$\iint_{CV} G n_x dS [W]$	$\iint_{CV} G n_y dS [W]$	$\iint_{CV} G n_z dS [W]$
6774.5	921.22	214.52	0.87

Tabella 4 - Integrali superficiali irraggiamento configurazione 1

Avendo impostato una potenza termica di 3379 W per ciascun RTG, avremmo dovuto ricavare 6758 W nell'integrale totale, il risultato ottenuto differisce per lo 0.25% rispetto a quello ipotizzato, è un errore abbastanza elevato ma dovrebbe permetterci di ricavare risultati piuttosto soddisfacenti.

Valori positivi degli integrali parziali corrispondono a componenti della forza con pari direzione ma verso opposto rispetto al versore indicato, quindi dai risultati ottenuti possiamo immaginare che la sonda verrà spinta nella direzione opposta agli RTG e avrà una piccola componente verso il basso; la parte di irraggiamento verso l'asse z è invece molto piccola e produrrà una forza quasi trascurabile verso destra, rispettando la simmetria di Galileo al piano xy.

La forza di rinculo termica (Thermal Recoil Force – TRF) è ricavata dividendo l'integrale dell'irraggiamento per la velocità della luce nel vuoto ($c = 2.997924 \cdot 10^8 \text{ m/s}$).

Otteniamo quindi:

$$\text{TRF}_x = - 3.0789 \times 10^{-6} \text{ N}$$

$$\text{TRF}_y = - 7.1556 \times 10^{-7} \text{ N}$$

$$\text{TRF}_z = - 2.9020 \times 10^{-9} \text{ N}$$

Otteniamo delle forze quasi infinitesime, giustamente non potevamo aspettarci altrimenti, che comunque possono produrre dei cambiamenti visibili sulla traiettoria dello spacecraft, soprattutto ricordando che il veicolo viaggia in assenza di attrito.

Dividendo i valori della forza per la massa dell'orbiter, che misura 1298 kg al netto del propellente utilizzato, otteniamo le accelerazioni risultanti applicate a Galileo:

$$a_x = - 2.3720 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2$$

$$a_y = - 5.5128 \times 10^{-10} \text{ m/s}^2$$

$$a_z = - 2.2357 \times 10^{-12} \text{ m/s}^2$$

La componente dell'accelerazione sull'asse z è di qualche ordine di grandezza minore rispetto alle altre due, che sono già molto piccole, quindi può essere considerata trascurabile.

Ricordiamo che queste accelerazioni hanno verso opposto rispetto al versore dell'asse su cui sono calcolate.

Per comodità portiamo l'accelerazione rispetto a x in km/s², otteniamo quindi 2.3720×10^{-12} , notiamo che confrontando il valore ottenuto con l'accelerazione misurata nello spacecraft Pioneer 10, di $8.5 \times 10^{-13} \text{ km/s}^2$, possiamo considerare i due risultati piuttosto simili; l'accelerazione ottenuta per Galileo è leggermente maggiore perché, anche se l'orbiter Pioneer pesava solamente

250 kg, la potenza termica prodotta da Galileo era circa doppia rispetto a quella della sonda più vecchia.

Di conseguenza, avendo ottenuto risultati credibili, questo modello termico può essere considerato corretto, possiamo quindi procedere con lo studio delle altre configurazioni termiche.

7.3 Configurazione termica 2

In questa configurazione avremo due fonti di calore differenti, oltre alla sorgente di calore costituita dai due RTG, avremo anche un flusso termico che agisce sulla faccia superiore del Sun shield per simulare l'effetto del Sole sul sistema.

Il flusso termico solare non è rappresentato da una quantità precisa, viene invece stimato attraverso una relazione che approssima la diminuzione del flusso con la distanza eliocentrica al quadrato:

$$q_s = \frac{1366}{d^2} \alpha_s n_y \quad \left[\frac{W}{m^2} \right]$$

1366: flusso solare ad 1 unità astronomica [W/m²]

d: distanza media dal Sole [AU]

α_s : assorbimento superficiale

n_y : versore perpendicolare al Sun shield

Nel nostro caso Giove si trova a circa 5 unità astronomiche e l'assorbimento superficiale dello scudo solare è pari a 0.3.

Tutte le altre impostazioni indicate nella prima configurazione non cambiano, possiamo quindi procedere nel commentare i grafici ottenuti.

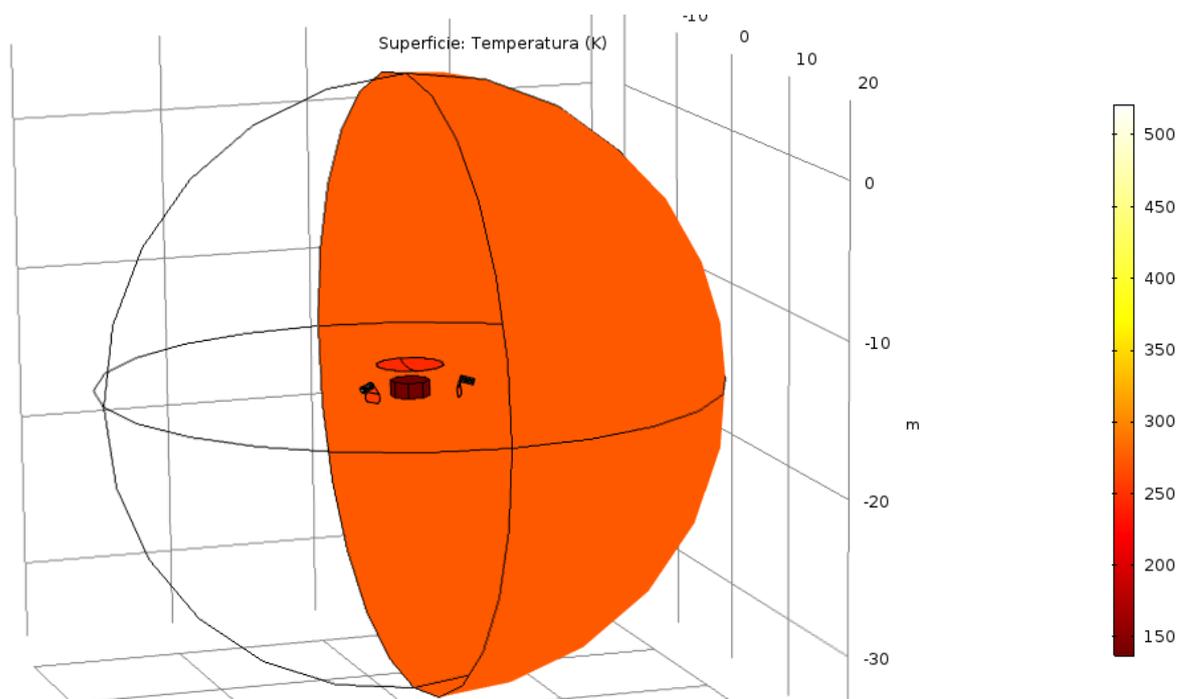


Figura 33 – Grafico temperatura superficiale configurazione 2

Possiamo subito notare dal grafico in Figura 33 che, come era logico aspettarsi, lo scudo termico si trova ad una temperatura maggiore rispetto a prima, è già possibile ipotizzare un più elevato irraggiamento verso l'asse y e quindi un lieve aumento della componente, nella stessa direzione ma con verso opposto, della forza termica.

La temperatura dei vari componenti verrà indicata nella tabella seguente [Tabella 5]:

COMPONENTE	TEMPERATURA [K]	VARIAZIONE PERCENTUALE [%]
Sun shield	245	+ 80
RTG	~ 500	+ 0
BUS	137	+ 1.5
RTG shield	258	+ 0.8
Control volume	273	+ 0

Tabella 5 - Temperature superficiali configurazione 2

Nella colonna di destra vengono evidenziate le variazioni rispetto alle temperature della configurazione 1.

Quindi a parte piccole variazioni di qualche K, il componente che ha subito un incremento significativo della temperatura è solamente lo scudo solare, che è passato da 136 K nella prima configurazione a 245 K in questa.

Il flusso termico solare si è quindi dimostrato determinante nell'incremento della temperatura di una parte del sistema Galileo.

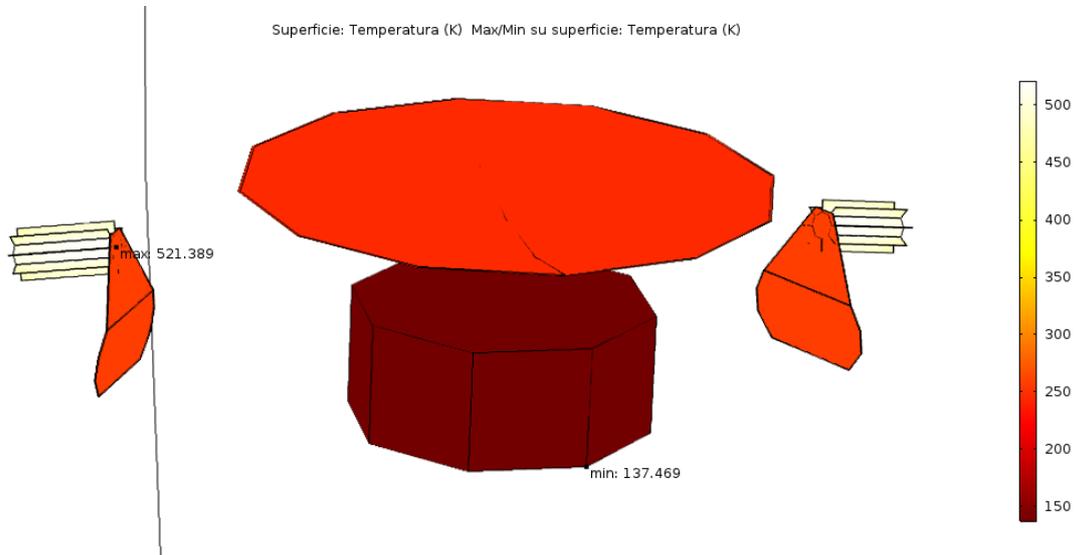


Figura 34 – Massimo e minimo della temperatura configurazione 2

Dalla Figura 34 possiamo notare che la temperatura minima si è alzata di circa 3 K rispetto alla prima configurazione, passando da 134.915 K a 137.469 K, mentre quella massima è rimasta costante; quindi la maggiore temperatura del Sun shield, causata dal flusso solare, ha condizionato leggermente anche il BUS sottostante.

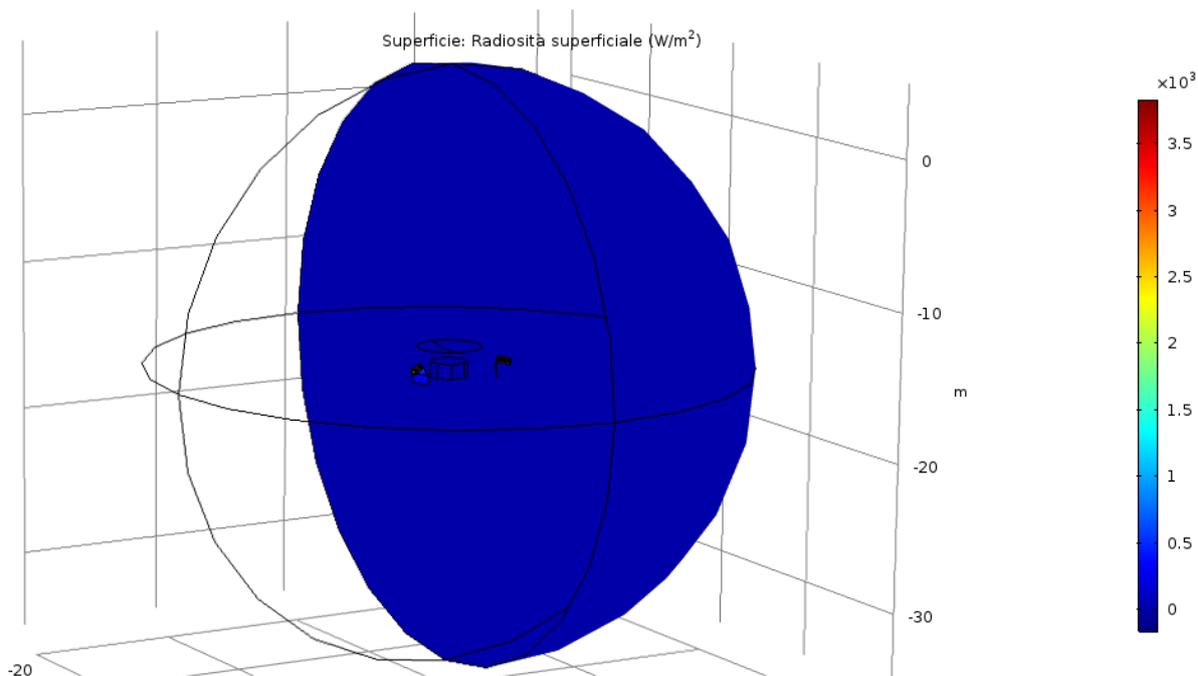


Figura 35 – Grafico radiosità superficiale configurazione 2

Dal grafico in Figura 35 possiamo ricavare i valori di radiosità superficiale medi [Tabella 6]:

COMPONENTE	RADIOSITA' SUPERFICIALE [W/m²]	VARIAZIONE PERCENTUALE [%]
Control volume	$\sim 1.0 \times 10^{-31}$	+ 0
RTG	~ 3000	+ 0
BUS	~ 3	+ 0
Sun shield upper side	~ 8	+ 7900
Sun shield lower side	~ 13	+ 86
RTG shield front side	~ 600	+ 0
RTG shield back side	~ 8	+ 0

Tabella 6 - Radiosità superficiale configurazione 2

Nella colonna di destra troviamo le variazioni rispetto alla configurazione 1.

Anche in questo caso le maggiori differenze si rilevano sul Sun shield, con un sostanziale aumento di radiosità sia sulla faccia superiore che inferiore; mentre la situazione non varia in modo significativo per gli altri componenti, nel prossimo grafico analizzeremo nel dettaglio la situazione.

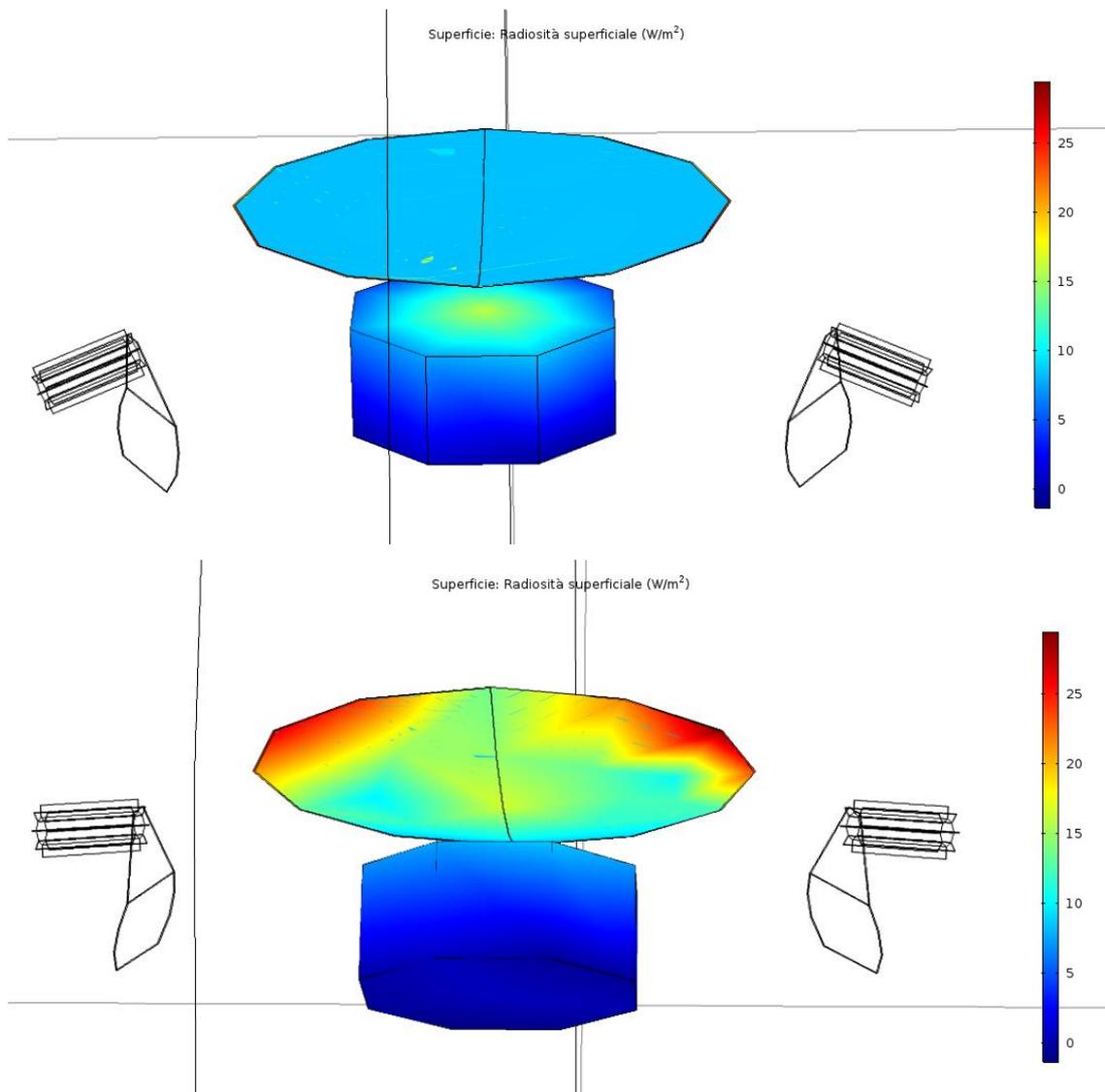


Figura 36 – Radiosità superficiale BUS – Sun shield configurazione 2

Possiamo subito notare dalla Figura 36 che la radiosità superficiale del Sun shield, rispetto alla configurazione 1, è aumentata in ogni punto a causa della maggiore temperatura indotta dal flusso termico, inoltre abbiamo una discreta radiosità superficiale nel centro della faccia superiore del BUS, provocata dal più alto assorbimento di radiazioni da parte del Sun shield.

Oltre ai fenomeni appena descritti non sono presenti altre differenze rilevanti rispetto alla prima configurazione.

Nella tabella seguente [Tabella 7] verranno mostrati gli integrali dell'irraggiamento nelle varie direzioni.

$\iint_{CV} G dS [W]$	$\iint_{CV} G n_x dS [W]$	$\iint_{CV} G n_y dS [W]$	$\iint_{CV} G n_z dS [W]$
7005.4	919.35	241.89	0.95

Tabella 7 - Integrali superficiali irraggiamento configurazione 2

La presenza del flusso termico solare ha aumentato di 231 W l'irraggiamento complessivo sulla superficie del control volume; le componenti nella direzione degli assi x e z non sono cambiate in modo significativo mentre, come avevamo previsto, è presente una differenza piuttosto rilevante nell'irraggiamento sull'asse y che è aumentata di circa 27 W.

Otteniamo i seguenti valore della TRF:

$$TRF_x = - 3.0666 \times 10^{-6} \text{ N } (- 0.4 \%)$$

$$TRF_y = - 8.0686 \times 10^{-7} \text{ N } (+ 12.8 \%)$$

$$TRF_z = - 3.1689 \times 10^{-9} \text{ N } (+ 9.2 \%)$$

Tra parentesi sono indicate la variazioni percentuali rispetto alla configurazione 1.

Le componenti della forza non presentano differenze marcate rispetto a quelle ottenute nello studio precedente, si nota solamente un incremento sull'asse y di circa 1.1×10^{-7} N.

Ricaviamo ora le accelerazioni:

$$a_x = - 2.3626 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2$$

$$a_y = - 6.2162 \times 10^{-10} \text{ m/s}^2$$

$$a_z = - 2.4414 \times 10^{-12} \text{ m/s}^2$$

7.4 Configurazione termica 3

Ora aggiungeremo alla seconda configurazione un'ulteriore sorgente di calore prodotta dalla potenza elettrica generata; siccome nella geometria dello spacecraft Galileo si è scelto di non includere l'intera sezione despun, la nuova fonte di calore sarà formata dal solo BUS.

All'arrivo nel sistema di Giove, il veicolo produceva 493 W_e, sappiamo però che gli strumenti che si servivano di energia elettrica erano suddivisi nelle due sezioni dello spacecraft, è importante quindi scegliere la quantità di potenza elettrica che uscirà dal BUS nel nostro modello termico.

Nel BUS e nella intera sezione despun c'erano in totale dieci strumenti scientifici che per funzionare necessitavano di una potenza di circa 83 W, il 54 % di questa potenza era utilizzata dai sei strumenti contenuti nel solo BUS.

I 410 W_e rimanenti venivano poi suddivisi nei vari utilizzatori come il Command and Data Handling, che era anch'esso contenuto nel BUS, il motore che consentiva la rotazione della sezione despun, la Plasma Wave Antenna e il Magnetometer Sensor situati nel lungo braccio; inoltre bisogna anche considerare l'energia trasformata in onde radio per la trasmissione di informazioni da parte dell'antenna.

Non conosciamo la quantità esatta di potenza elettrica che confluisce nel BUS però, per eseguire un'analisi qualitativa degli effetti che ha avuto il calore uscente da quel segmento sulla deviazione della traiettoria, possiamo ipotizzare un valore pari al 20 % della potenza elettrica totale, quindi circa 100 W_e.

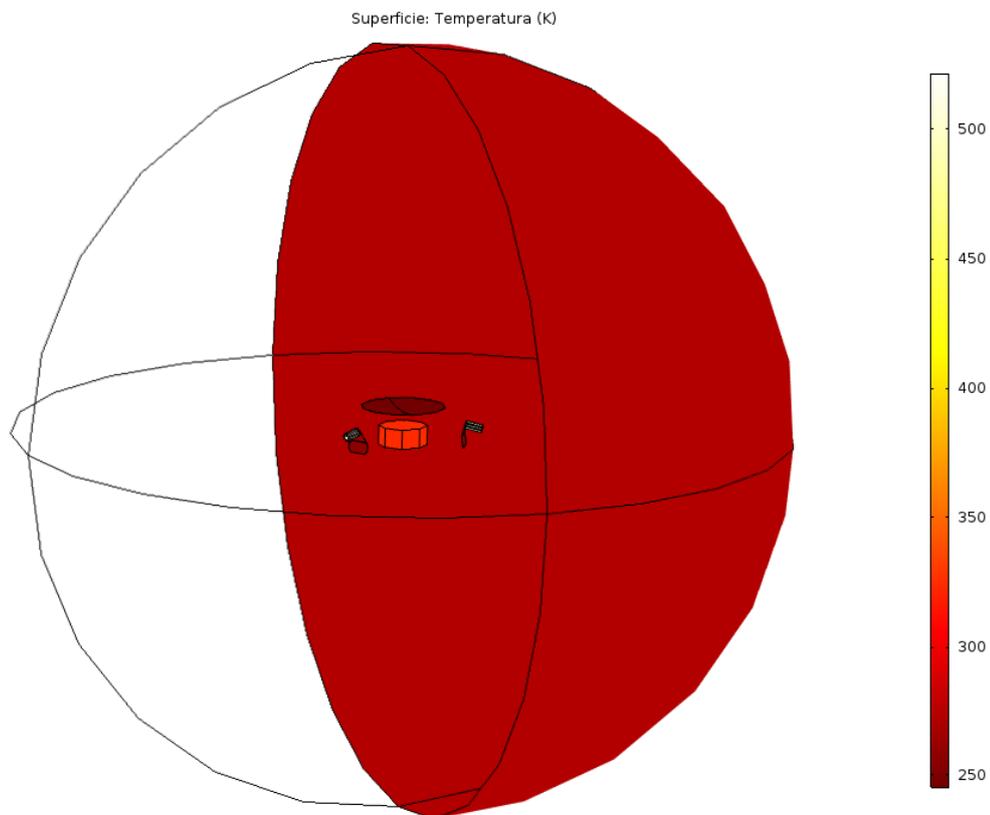


Figura 37 - Grafico temperatura superficiale configurazione 3

Dalla Figura 37 ricaviamo le temperature delle varie componenti del sistema [Tabella 8].

COMPONENTE	TEMPERATURA [K]	VARIAZIONE PERCENTUALE [%]
Sun shield	245	+ 0
RTG	~ 500	+ 0
BUS	323	+ 135.8
RTG shield	258	+0
Control volume	273	+0

Tabella 8 - Temperature superficiali configurazione 3

In questo caso la variazione percentuale è riferita alla configurazione 2.

L'unica temperatura superficiale ad essere cambiata rispetto alla precedente configurazione termica è quella del BUS, che è passata infatti da 137 K a 323 K.

È importante osservare che la temperatura del BUS è più che raddoppiata, nonostante sia stato impostato solamente il 20 % della potenza elettrica complessiva.

Ricordiamo che si tratta di una configurazione molto semplificata che è stata dotata di una emissione uniforme, mentre nella realtà il calore era dissipato in zone specifiche, come i radiatori.

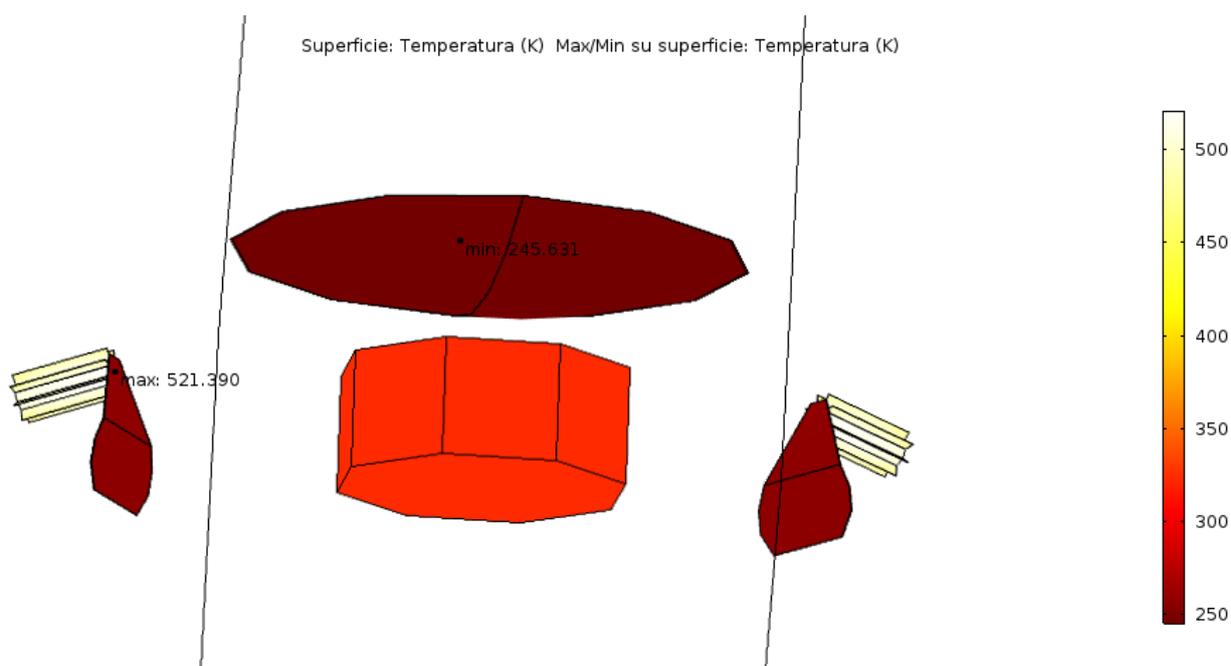


Figura 38 - Massimo e minimo della temperatura configurazione 3

Dalla Figura 38 notiamo che il minimo della temperatura superficiale ora si trova sul Sun shield, potremmo ipotizzare quindi una diminuzione della componente sull'asse y della forza.

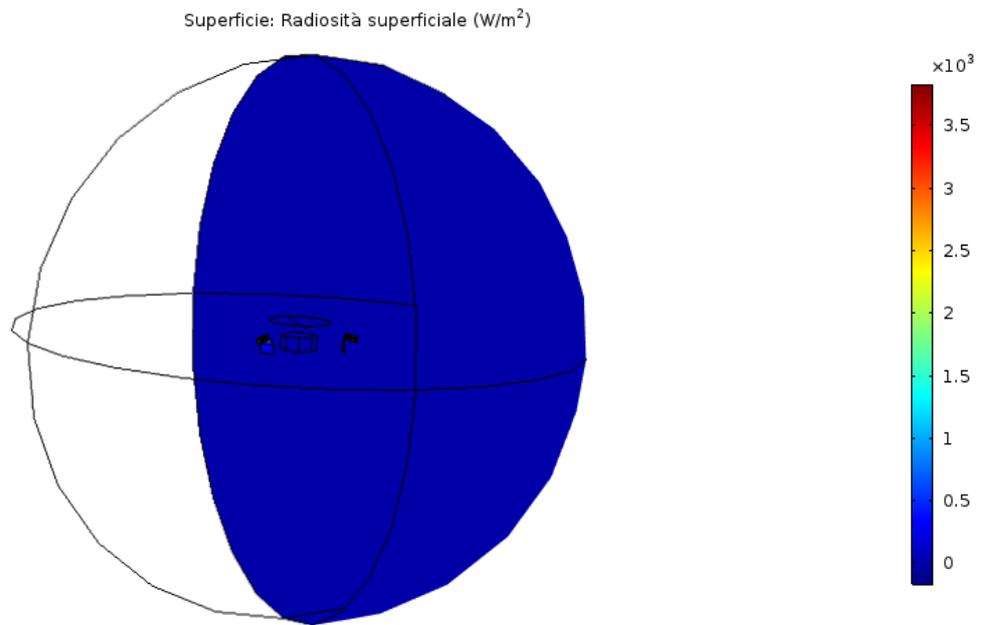


Figura 39 - Grafico radiosità superficiale configurazione 3

A causa dell'elevata radiosità superficiale degli RTG non è possibile apprezzare visivamente i cambiamenti nel BUS e nel Sun shield [Figura 39], dopo aver indicato i valori medi nella Tabella 9, analizzeremo più nel dettaglio la distribuzione di radiosità nei due componenti.

COMPONENTE	RADIOSITA' SUPERFICIALE [W/m²]	VARIAZIONE PERCENTUALE [%]
Control volume	$\sim 1.0 \times 10^{-31}$	+ 0
RTG	~ 3000	+ 0
BUS	~ 13	+ 333
Sun shield upper side	~ 8	+ 0
Sun shield lower side	~ 17	+ 30.8
RTG shield front side	~ 600	+ 0
RTG shield back side	~ 8	+ 0

Tabella 9 - Radiosità superficiale configurazione 3

La radiosità superficiale media nel BUS è aumentata di circa 10 W/m^2 , rispetto al valore della seconda configurazione l'incremento è stato notevole, però rapportandolo con la radiosità degli RTG e dei loro riflettori termici, questi valori rimangono piuttosto trascurabili.

Oltre al BUS possiamo vedere come il lato inferiore del Sun shield abbia incrementato la propria radiosità di qualche punto, a differenza del lato superiore che è rimasto costante.

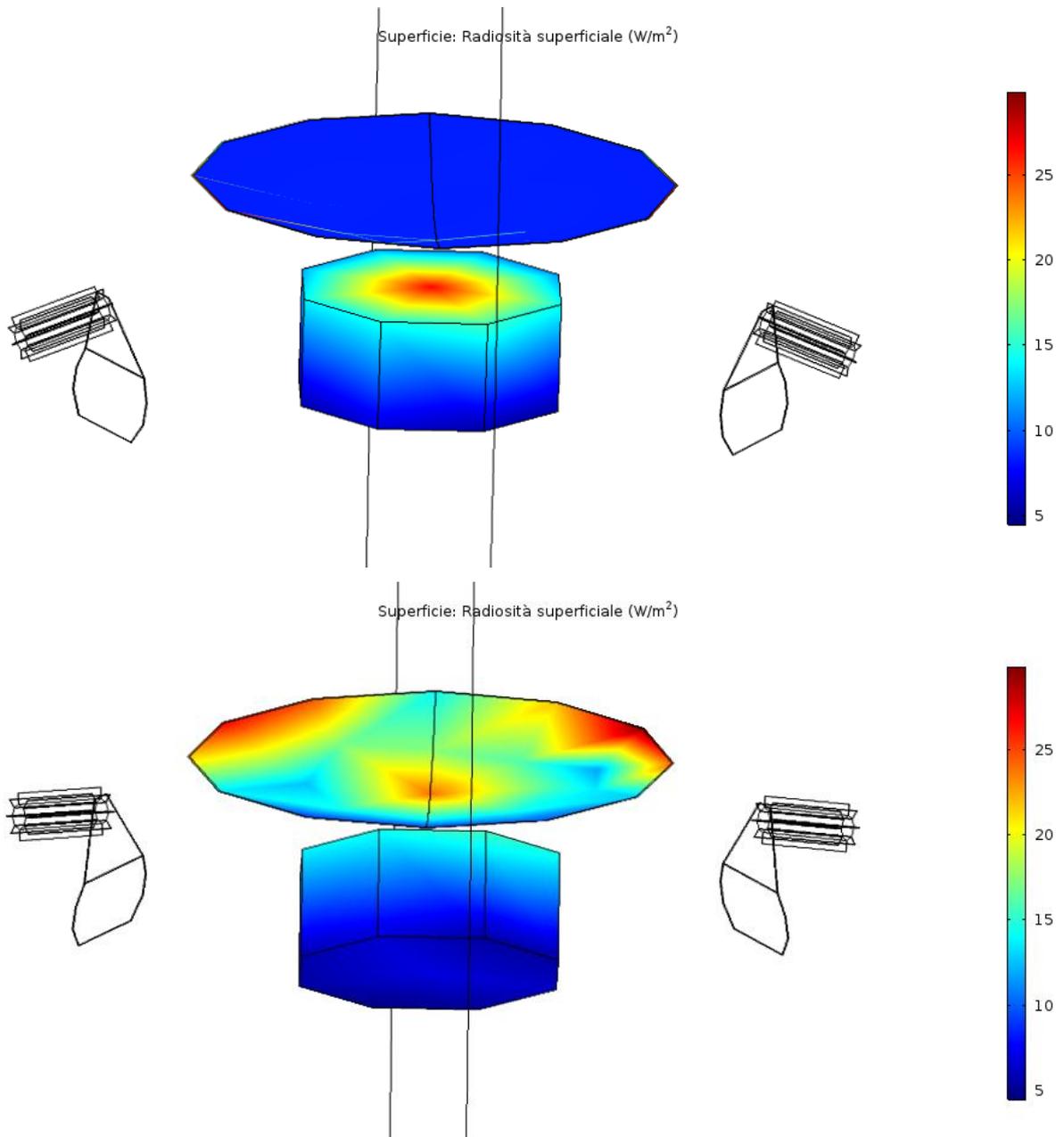


Figura 40 – Radiosità superficiale BUS – Sun shield configurazione 3

Notiamo innanzitutto un piccolo incremento complessivo di radiosità sul BUS, nello specifico è interessante osservare come la zona centrale della faccia superiore abbia raggiunto valori non

trascurabili, passando da circa 15 W/m² della precedente configurazione a altre 25 W/m²; questa condizione si è poi trasmessa nel lato inferiore dello scudo solare dove c'è stato un leggero aumento di radiosità su tutta la faccia, in particolare nella zona più prossima al BUS [Figura 40]. Nella Tabella 10 verranno mostrati gli integrali dell'irraggiamento superficiale.

$\iint_{CV} G dS [W]$	$\iint_{CV} G n_x dS [W]$	$\iint_{CV} G n_y dS [W]$	$\iint_{CV} G n_z dS [W]$
7105.5	918.16	214.38	0.98

Tabella 10 - Integrali superficiali irraggiamento configurazione 3

L'irraggiamento totale sulla superficie del control volume è passato da 7005.4 W, della configurazione precedente, a 7105.5 W a causa dell'aumento di temperatura del BUS.

Non sono presenti cambiamenti degni di nota nell'irraggiamento sui due assi x e z , mentre nella direzione parallela all'asse y c'è stata una diminuzione sostanziale della radiazione incidente; quindi, come avevamo previsto, ciò si tradurrà in una componente minore della forza nella direzione parallela all'asse y .

È interessante osservare come il valore dell'integrale in direzione dell'asse y sia molto simile a quello della prima configurazione, quindi senza l'effetto del sole, infatti abbiamo 214.38 W in questo caso e 214.52 W nel primo studio; possiamo affermare che, considerando il 20 % della potenza elettrica all'interno del BUS, vengono annullati gli effetti del flusso solare sulla deviazione della traiettoria di Galileo.

Dividendo i valori ottenuti per la velocità della luce nel vuoto otteniamo la forza termica di rinculo applicata sullo spacecraft in Newton.

$$TRF_x = - 3.0627 \times 10^{-6} \text{ N } (- 0.13 \%)$$

$$TRF_y = - 7.1509 \times 10^{-7} \text{ N } (- 11.4 \%)$$

$$TRF_z = - 3.2689 \times 10^{-9} \text{ N } (+ 3.2 \%)$$

Tra parentesi sono indicate le variazioni percentuali della forza rispetto alla configurazione 2.

Notiamo anche qui che la componente della forza agente su Galileo sull'asse y è quasi congruente alla stessa componente ottenuta nella prima configurazione.

Ci aspettiamo quindi delle accelerazioni simili a quelle ottenute in assenza del flusso termico solare.

$$a_x = - 2.3596 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2$$

$$a_y = - 5.5092 \times 10^{-10} \text{ m/s}^2$$

$$a_z = - 2.5184 \times 10^{-12} \text{ m/s}^2$$

Tutti i valori ottenuti sono quasi equivalenti a quelli ricavati nella configurazione termica 1.

7.5 Configurazione termica 4

In questo studio la geometria dello spacecraft Galileo verrà modificata, andremo infatti ad eliminare il riflettore termico del generatore termoelettrico a radioisotopi di destra; in questo modo verrà a mancare la simmetria del veicolo rispetto al piano xy e potremo capire meglio quanto e in che modo hanno influito gli RTG shield nella deviazione della traiettoria dello spacecraft.

Per quanto riguarda la generazione di calore si è preferito affidarsi alla seconda configurazione, avremo quindi una sorgente di calore, formata dai due RTG, e un flusso termico che simulerà l'effetto del Sole.

A causa della mancanza di informazioni precise, si è preferito ignorare il calore prodotto dal BUS; non sappiamo esattamente quanta potenza elettrica confluisce in quella struttura, siccome l'obiettivo di questa configurazione riguarda lo studio dell'asimmetria rispetto al piano xy , otterremo comunque dei risultati soddisfacenti non includendo un'ulteriore fonte di calore.

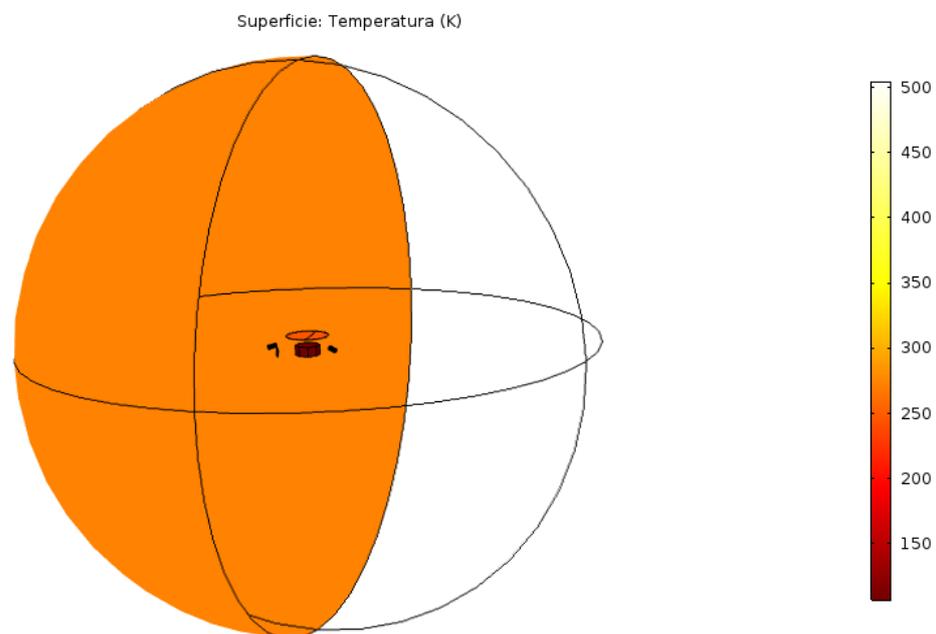


Figura 41 - Grafico temperatura superficiale configurazione 4

Dal grafico in Figura 41 otteniamo i valori indicati nella tabella sottostante [Tabella 11].

COMPONENTE	TEMPERATURA [K]	VARIAZIONE PERCENTUALE [%]
Sun shield	245	+ 0
RTG left	~ 500	+ 0
RTG right	~ 488	- 2.4
BUS	107	- 21.9
RTG shield	258	+ 0
Control volume	273	+ 0

Tabella 11 - Temperature superficiali configurazione 4

La variazione percentuale si riferisce alla configurazione 2.

La temperatura media dei due RTG in questo caso differisce di circa 12 K, questo perché la presenza dello scudo termico nel generatore di sinistra, come abbiamo già visto nei casi precedenti, contribuisce a riflettere parte della radiazione incidente che tornerà verso l'RTG aumentandone la temperatura.

È interessante notare che la temperatura del BUS, rispetto alla seconda configurazione, è diminuita di circa 30 K.

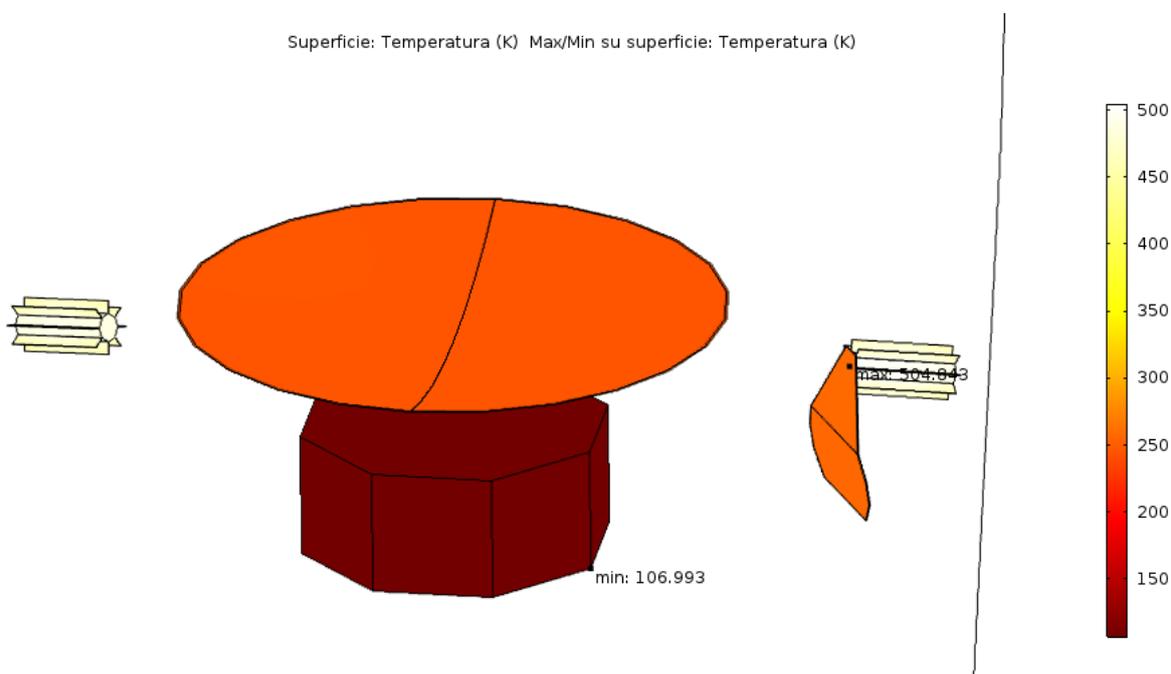


Figura 42 - Massimo e minimo della temperatura configurazione 4

Possiamo notare, dalla Figura 42, che la temperatura massima di 504.843 K si trova nella faccia del generatore di sinistra più vicina al riflettore termico, mentre quella minima di 106.993 K si trova nello spigolo del BUS più lontano rispetto all'RTG di destra.

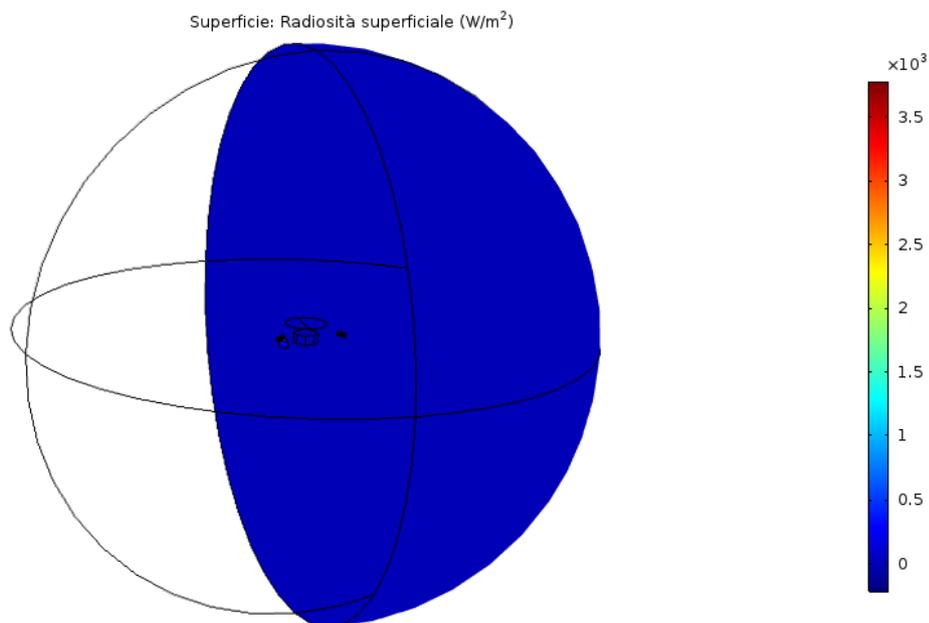


Figura 43 - Grafico radiosità superficiale configurazione 4

Dal grafico della radiosità superficiale [Figura 43] si ottengono i valori medi in Tabella 12.

COMPONENTE	RADIOSITA' SUPERFICIALE [W/m²]	VARIAZIONE PERCENTUALE [%]
Control volume	$\sim 1.0 \times 10^{-78}$	/
RTG left	~ 3000	+ 0
RTG right	~ 2900	- 3.3
BUS	~ 10	+ 233.3
Sun shield upper side	~ 8	+ 0
Sun shield lower side	~ 20	+ 53.8
RTG shield front side	~ 600	+ 0
RTG shield back side	~ 8	+ 0

Tabella 12 - Radiosità superficiale configurazione 4

Dai valori medi della radiosità non notiamo variazioni significative rispetto a quelli ricavati dalla seconda configurazione, solamente il generatore privato dello scudo termico ha diminuito la propria radiosità di circa 100 W/m^2 per i motivi spiegati precedentemente.

Analizziamo ora più chiaramente la distribuzione della radiosità nel BUS e nel Sun shield.

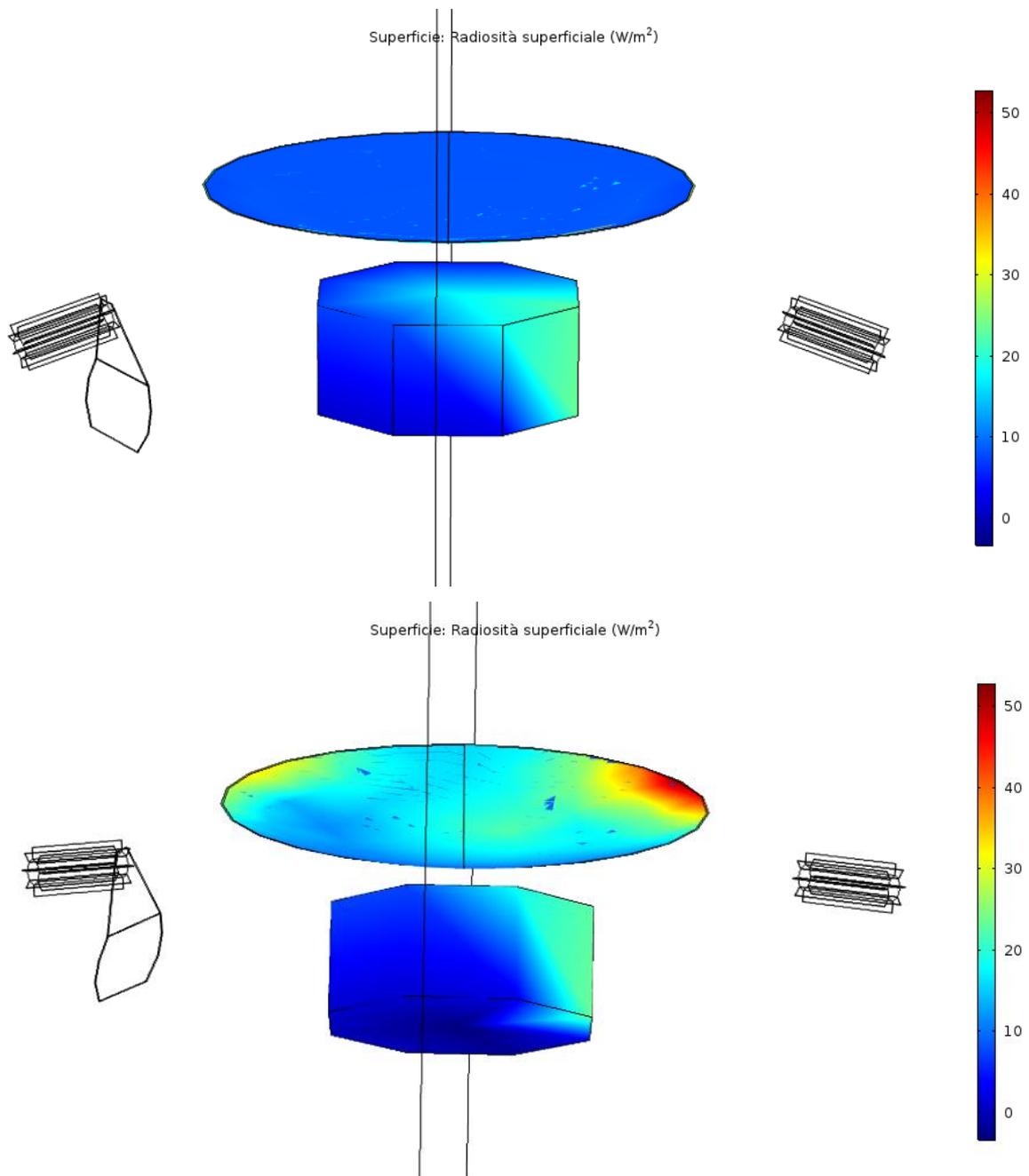


Figura 44 - Radiosità superficiale BUS - Sun shield configurazione 4

Dalla Figura 44 possiamo chiaramente osservare l'asimmetria della radiosità superficiale su entrambe le componenti analizzate.

Iniziando dal Sun shield notiamo che il lato di destra, quindi più vicino al generatore termoelettrico privo dello scudo termico, ha una radiosità discretamente maggiore rispetto al lato di sinistra, in particolare il punto con radiosità maggiore sul lato destro ha un valore di circa 53 W/m² contro i 32 W/m² del lato sinistro.

Inoltre anche nel BUS è evidente questa disparità di radiosità nell'intera superficie, si nota in modo evidente che lo "spicchio" più prossimo all'RTG di destra emette il doppio della radiazione superficiale rispetto al resto del corpo.

Quindi abbiamo avuto la conferma che gli scudi termici degli RTG hanno avuto una parte fondamentale nel bloccare gran parte della radiazione incidente diretta verso le parti centrali dello spacecraft Galileo e quindi, come vedremo meglio in seguito, hanno avuto un ruolo importante anche nel definire la direzione della deviazione di traiettoria del veicolo.

$\iint_{CV} G dS [W]$	$\iint_{CV} G n_x dS [W]$	$\iint_{CV} G n_y dS [W]$	$\iint_{CV} G n_z dS [W]$
6997.7	570.81	73.51	379.20

Tabella 13 - Integrali superficiali irraggiamento configurazione 4

È naturale confrontare questi risultati con quelli ottenuti nella configurazione termica 2 siccome le fonti termiche sono le medesime, possiamo quindi meglio apprezzare gli effetti causati dalla mancanza dello scudo termico, essendo infatti l'unica differenza tra i due modelli.

Dalla Tabella 13 è possibile notare che l'integrale dell'irraggiamento totale sulla superficie del control volume è pari a 6997.7 W, rispetto ai 7005.4 W del secondo studio, considerando un piccolo errore possiamo considerare i due valori come equivalenti, ciò è corretto siccome le fonti termiche sono le medesime.

Per quanto riguarda gli integrali dell'irraggiamento rispetto ai vari assi del sistema, otteniamo valori completamente differenti rispetto alla seconda configurazione.

L'irraggiamento rispetto all'asse x è diminuito di circa 349 W, passando da 919.35 W a 570.81 W, anche rispetto all'asse y l'irraggiamento è diminuito sostanzialmente, infatti inizialmente avevamo trovato 241.89 W; questi risultati possono essere giustificati dall'emissività superficiale dell'RTG shield pari a 0.01, quindi in grado di riflettere quasi la totalità della radiazione incidente; in mancanza di quello scudo termico, la radiazione che parte dal generatore di destra, ha una

maggior libertà di espandersi nel sistema, quindi può confluire maggiormente nelle direzioni opposte agli assi x e y .

L'irraggiamento sull'asse z , che fino ad ora era sempre stato considerato trascurabile, questa volta ha raggiunto un valore di circa 379 W, avremo quindi una componente della forza, in direzione opposta all'asse z , consistente.

Dividendo questi risultati per la velocità della luce nel vuoto ($c = 2.997924 \cdot 10^8 \text{ m/s}$) otteniamo i seguenti valori di TRF.

$$\text{TRF}_x = - 1.9040 \times 10^{-6} \text{ N } (- 37.9 \%)$$

$$\text{TRF}_y = - 2.4520 \times 10^{-7} \text{ N } (- 69.6 \%)$$

$$\text{TRF}_z = - 1.2649 \times 10^{-6} \text{ N } (+ 39816 \%)$$

Tra parentesi troviamo le variazioni percentuali rispetto alla configurazione 2.

La diminuzione delle componenti sugli assi x e y è abbastanza evidente, ma otteniamo un risultato completamente diverso rispetto a tutti gli studi precedenti per quanto riguarda la componente sull'asse z che è aumentato di circa tre ordini di grandezza.

Otteniamo quindi una direzione risultante della forza di molto spostata verso destra, capiamo quindi che la presenza degli scudi termici degli RTG incide fortemente sulla deviazione della traiettoria del veicolo spaziale.

Ricaviamo ora le accelerazioni che agiscono sullo spacecraft Galileo:

$$a_x = - 1.4669 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2$$

$$a_y = - 1.8891 \times 10^{-10} \text{ m/s}^2$$

$$a_z = - 9.7449 \times 10^{-10} \text{ m/s}^2$$

8 Conclusioni

Lo scopo di questa relazione finale di tesi è stato quello di determinare la forza di origine termica che ha provocato una deviazione della traiettoria dello spacecraft Galileo, causata dalla radiazione dei due generatori termoelettrici a radioisotopi.

Per la modellizzazione della radiazione termica dello spacecraft ci si è serviti del software COMSOL multiphysics. Lo spacecraft è stato modellizzato con una geometria semplificata che comprende solamente le componenti principali, le cui dimensioni sono state ricavate dal modello tridimensionale caricato in *NASA 3D Resources* dalla *JPL*.

Le proprietà superficiali delle componenti di Galileo sono state ottenute dal modello termico dei veicoli spaziali Pioneer 10 e 11 [20].

Sono stati eseguiti diversi studi per altrettante configurazioni termiche che hanno considerato le varie fonti di calore all'interno del sistema, quali RTG, flusso solare e BUS; inoltre è stato interessante modificare la geometria di Galileo per meglio comprendere il contributo degli RTG shield sulla generazione della forza termica.

Nonostante le varie limitazioni, quali una geometria dello spacecraft semplificata e una mesh grossolana, i risultati ottenuti sono stati piuttosto soddisfacenti e hanno ulteriormente confermato la teoria che giustifica la cosiddetta "Pioneer Anomaly", la quale identifica proprio nella radiazione termica anisotropa la causa principale, e probabilmente unica, della generazione di una forza anomala che agisce sul veicolo.

Le accelerazioni che abbiamo ricavato possono essere considerate verosimili siccome sono paragonabili a quella rilevata nello spacecraft Pioneer, si tratta ovviamente di deviazioni piuttosto piccole, soprattutto se rapportate alla velocità con cui si sposta il veicolo, ma per vari motivi non possono essere trascurate.

Per concludere, possiamo quindi ritenerci soddisfatti perché, in questo studio di tesi, sono stati raggiunti tutti gli obiettivi prefissati, inoltre sono state eseguite ricerche supplementari per meglio inquadrare i fenomeni presenti nel sistema e caratterizzare più efficacemente il modello termico.

BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA

- [1] Pioneer 10 and 11 orbit determination analysis shows no discrepancy with Newton-Einstein laws of gravity, D. Modenini, P. Tortora, 2014
- [2] Modeling the nongravitational acceleration during Cassini's gravitation experiments, O. Bertolami, F. Francisco, P. J. S. Gil, J. Pàramos, 2014
- [1] *About the mission* <https://www.jpl.nasa.gov/missions/galileo/>
- [2] *Europa (astronomia)* [https://it.wikipedia.org/wiki/Europa_\(astronomia\)](https://it.wikipedia.org/wiki/Europa_(astronomia))
- [3] *Galileo (spacecraft)* [https://en.wikipedia.org/wiki/Galileo_\(spacecraft\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Galileo_(spacecraft))
- [4] *la fine della missione Galileo su Giove*
<https://www.ilmemorale.it/scienza/2017/09/05/la-fine-della-missione-galileo-su-giove.html>
- [5] *Addio alla sonda galileo*
http://www.lescienze.it/news/2002/01/18/news/addio_alla_sonda_galileo-590083/?refresh_ce
- [6] *DESCANSO Design and Performance Summary Series Article 5 Galileo Telecommunications*, Jim Taylor, Kar-Ming Cheung
https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/Descanso5--Galileo_new.pdf
- [7] *GALILEO Solar System Exploration*
<https://solarsystem.nasa.gov/missions/galileo/in-depth/>
- [8] *Radioisotope thermoelectric generator*
https://en.wikipedia.org/wiki/Radioisotope_thermoelectric_generator
- [9] *Mission of Daring: The General-Purpose Heat Source Radioisotope Thermoelectric Generator*, Gary Bennet, James j. Lombardo, Richard j. Hemler
https://www.researchgate.net/figure/Total-Galileo-GPHS-RTG-Power-Output-summation-of-F-1-and-F-4-to-14-July-1997_fig4_265080862
- [10] *Galileo Probe* <http://www.astronautix.com/g/galileoprobe.html>
- [11] *Galileo Probe* https://en.wikipedia.org/wiki/Galileo_Probe
- [12] *TRASMISSIONE DEL CALORE PER IRRAGGIAMENTO*
<http://pcfarina.eng.unipr.it/dispense01/binelli130865/binelli130865.htm>
- [13] *Trasmissione di calore per radiazione*
<http://www.iuav.it/Ateneo1/docenti/docenti201/Cappellett/materiali-/Fisica-e-m/Radiazione-termica1.pdf>
- [14] *spettroscopia* http://www.fe.infn.it/orientamento_fisica/wp-content/uploads/2016/03/LFM_Spettroscopia.pdf
- [15] *Radiazione elettromagnetica*
https://it.wikipedia.org/wiki/Radiazione_elettromagnetica

- [16] Cosa sono i fotoni? <http://www.sapere.it/sapere/strumenti/domande-risposte/scienza-tecnologia/cosa-sono-fotoni.html>
- [17] Viaggio attraverso lo spettro elettromagnetico
<https://anniluce.wordpress.com/2012/01/13/viaggio-attraverso-lo-spettro-elettromagnetico/>
- [18] Spettro elettromagnetico https://it.wikipedia.org/wiki/Spettro_elettromagnetico
- [19] Radiazione solare https://it.wikipedia.org/wiki/Radiazione_solare
- [20] INVESTIGATION ON THE NAVIGATION ANOMALY OF PIONEER 10 AND 11 PROBES, Dario Modenini
- [21] Termologia
http://www.fe.infn.it/~ciullo/Termologia/Termologia_07_2009_2010_2pg.pdf