

# UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

## CISAS

### CENTRO INTERDIPARTIMENTALE DI STUDI ED ATTIVITÀ SPAZIALI

#### “ Giuseppe Colombo ”

DOTTORATO DI RICERCA IN SCIENZE TECNOLOGIE E MISURE SPAZIALI  
INDIRIZZO: ASTRONAUTICA E SCIENZE DA SATELLITE  
CICLO: XX°

Stefano Lucio VANDELLI

**R**ICERCA E SPERIMENTAZIONE VIRTUALE DI SISTEMI AUTOMATICI  
PER LA SCHERMATURA E LA PROTEZIONE DALLA RADIAZIONE SOLARE PER LA  
STRUMENTAZIONE OTTICA DI SIMBIO-SYS NELLA MISSIONE SPAZIALE  
“ BEPI COLOMBO “

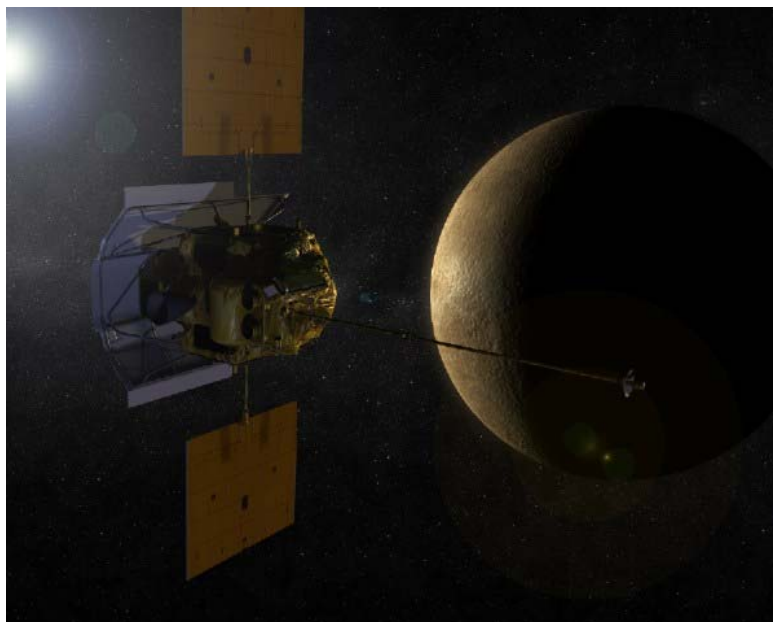
\*\*\*

*Con la missione scientifica spaziale **BepiColombo**, l'Agenzia Spaziale Europea intende esplorare significativamente il pianeta Mercurio. La missione spaziale pone in evidenza tuttavia parecchie problematiche tecniche e tecnologiche il cui superamento è essenziale per il raggiungimento degli stessi obiettivi scientifici. L'ambiente e le condizioni spaziali estreme presenti su Mercurio, in ragione della sua vicinanza al Sole, inducono in generale a ricercare rispetto allo stato dell'arte ulteriori soluzioni ingegneristiche più efficienti ed efficaci per la protezione dei payloads integrati a bordo dei satelliti che andranno ad orbitare intorno al pianeta. Il Sole si presenta a quelle distanze 11 volte circa più intenso rispetto alla Terra, e questo comporterà l'esposizione a rilevanti temperature per un tempo di operatività almeno di un anno. Il sistema di protezione deve risultare pertanto altamente affidabile ovvero presentare caratteristiche che lo rendano idoneo ad operare in quelle particolari condizioni ambientali con la certezza del sicuro funzionamento che deve essere automatico in ragione della impossibilità di poter controllare i sistemi in tempo reale per via delle grandi distanze in gioco. Lo studio condotto a questo scopo ha determinato una ricerca scientifica volta a individuare un insieme risolutivo dal quale si è nel seguito caratterizzato un quadro risolutivo aderente ai requisiti di missione fornendo invero soluzioni ad oggi inedite rispetto allo stato dell'arte specifico e ristretto a questi ambiti. Le soluzioni sono state implementate e sperimentate in ambiente virtuale impiegando strumenti informatici anche qualificati spazio; tali simulazioni possono quindi ritenersi come rappresentative della sperimentazione reale e del vero scenario operativo.*

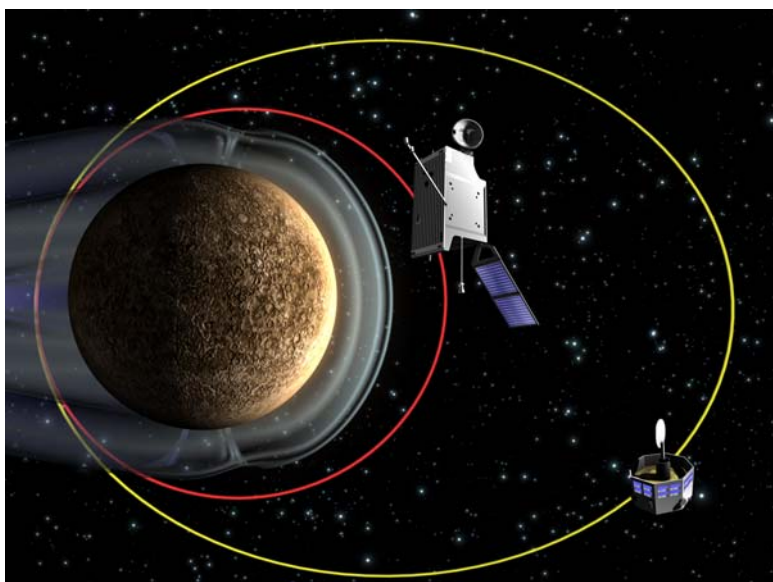
#### INTRODUZIONE

L'ESA ha previsto per la missione BepiColombo (BCM) una finestra di lancio a cominciare dal primo del mese di Agosto del 2013. Il lancio avverrà mediante la Soyuz 2-1B un lanciatore russo molto affidabile che verrà integrato da un quarto stadio Fregat-M utile per la corretta immissione orbitale. La massa utile al momento del lancio risulterà di 2300kg. La fase di volo durerà circa 6 anni al seguito dei quali verranno posti in orbita intorno a Mercurio due piattaforme orbitanti: MPO ed MMO. Il Mercury Planet Orbiter, realizzato in Europa, presenterà un'orbita ellittica polare di 400x1500 km con periodo di 2.3 ore. Il Mercury Magnetospheric Orbiter, realizzato in Giappone, si assesterà su di un'orbita ellittica polare, risonante, di 400x12000 km con periodo di 9.2 ore. In effetti la missione BepiColombo risulta composta da due diverse piattaforme orbitanti poste a diverse altezze ma con pericentro allineato per aumentare le possibilità scientifiche. Ognuna delle due piattaforme trasporta in se peculiari e differenziate apparecchiature scientifiche con le quali si intende raccogliere un insieme esaustivo di dati utili per rispondere a vari interrogativi scientifici riguardanti la formazione di un pianeta così prossimo al Sole ed in definitiva rispondere ai quesiti sulla formazione del sistema solare, fornendo unitamente una dettagliata mappatura della superficie e della sua composizione. L'indagine si estenderà all'analisi della struttura del suolo, alla

geologia, alla composizione e topologia dei crateri. Molto attesi sono anche i rilevamenti fondamentali riguardo l'esosfera, il campo magnetico e la magnetopausa di Mercurio. La missione segnerà inoltre un progressivo avanzamento per quanto riguarda la Teoria della Relatività Generale dedotta da A. Einstein nel 1905. Per l'ESA la missione rappresenta la *cornerstone* numero 5, e con ben 100kg di *payloads* determinerà osservazioni con un livello di dettaglio considerevolmente maggiore rispetto a quanto verrà realizzato dalla NASA con la missione spaziale Messenger lanciata nel 2004 che osserverà Mercurio per 1 anno dopo un viaggio di circa 5 anni per raggiungerlo.



Per BepiColombo la durata dell'esplorazione di Mercurio sarà di almeno un anno, dal Settembre 2019 al settembre 2020, con la previsione di un'estensione di un altro anno operativo sino al Settembre 2021.



L'Italia partecipa significativamente alla missione contribuendo con importanti strumenti scientifici tra i quali BELA un altimetro laser; ISA un accelerometro elastico; MERMAG un misuratore magnetico triassiale; MERTIS uno spettrometro d'immagine radiometrico e termico; MGNS uno spettrometro ai raggi gamma e neutroni; MIXS uno spettrometro d'immagine X; MORE uno scanner radio; PHEBUS uno spettrometro UV; SERENA un insieme completo di strumenti per lo studio dell'esosfera ovvero della sua composizione, del suo profilo verticale e dei flussi entranti ed uscenti; SIXS uno spettrometro di massa e SIMBIO-SYS un insieme strumentale ottico in grado di osservare la superficie del pianeta con un'ottica a colori ad alta risoluzione, con uno spettroscopio nel vicino infrarosso, e con una stereo camera nel visibile.

## SIMBIO-SYS

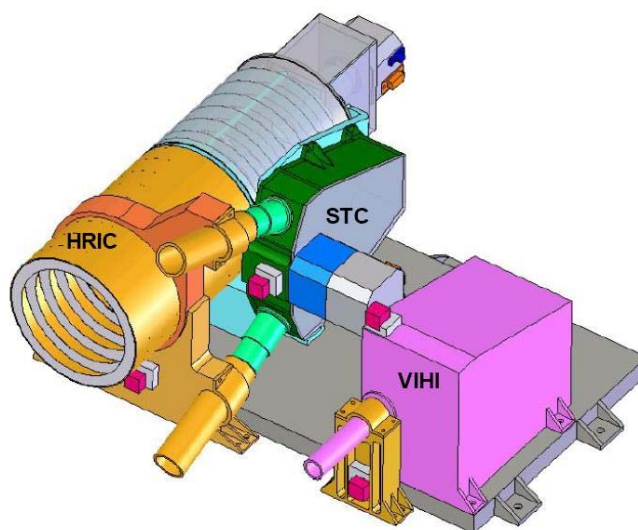
SIMBIO-SYS è l'acronimo di **S**pectrometer and **I**magers for **M**PO **B**epiColombo **I**ntegrated **O**bservatory **S**ystem; Il Payload selezionato dall'ESA e di responsabilità (Prof. E. Flamini) dell'ASI, l'Agenzia Spaziale Italiana, è un'insieme integrato di strumenti utili per l'osservazione ad immagini ed a spettroscopia della superficie di Mercurio.

L'obiettivo scientifico di **Simbio-Sys** è rappresentato all'indagine scientifica della superficie del pianeta Mercurio rivolta agli aspetti topologici, geologici, vulcanici e tettonici. L'identificazione della composizione e dell'età della superficie ovvero della geofisica interna è un traguardo molto ambito dagli scienziati.

Le capacità tecnologiche incorporate permettono l'indagine a mappatura globale in stereo-immagine a colori impiegando due filtri pancromatici e tre filtri *broad-band*, che viene associata ad una resa immagine spettroscopica operativa nella banda 400-2000 nm.

Il Payload si compone di tre unità principali:

1	HRIC	High Resolution Imaging Channel
2	STC	STereo Channel
3	VIHI	Visible Infrared Hyperspectral Imager Channel



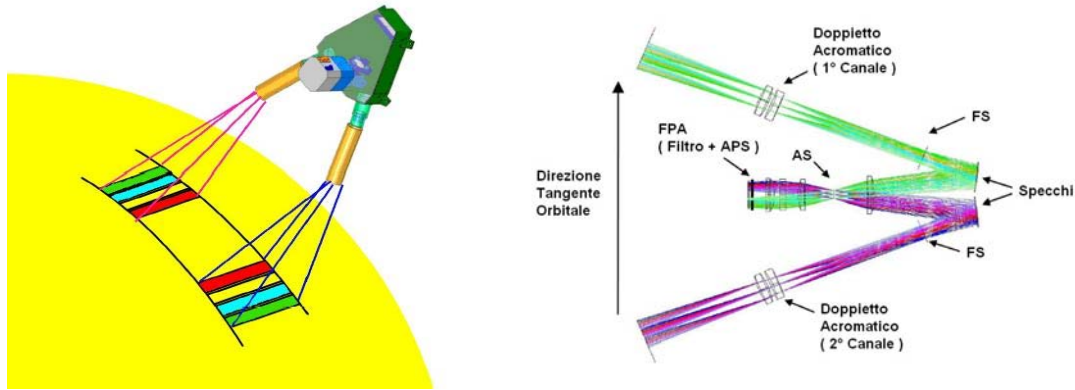
Queste strumentazioni per poter operare correttamente e non subire danni o deterioramenti in ragione della forte radiazione solare devono presentare caratteristiche tali da riuscire a funzionare con piena utilità. Invero la tecnologia attuale impone che queste apparecchiature siano poste in configurazioni operative ed alloggiare in modo tale da evitare le problematiche solari che insorgerebbero in caso contrario. Le piattaforme orbitanti saranno quindi costruite in modo da soddisfare le condizioni richieste per gli strumenti. Tuttavia in casi particolari, quali quelle delle strumentazioni ottiche, si rende necessario prevedere un sistema di protezione all'entrata degli strumenti, ovvero di fronte, per tutta una serie di ragioni ben specifiche ed evidenti.

Lo schermo, in generale ed in primo luogo, dovrà essere in grado di proteggere gli strumenti dalla intensa radiazione solare e qualora fosse possibile dovrebbe proteggere al contempo gli strumenti dal deposito di polveri spaziali, proteggerli dal rischio d'impatto almeno pico e nanometeorico e ridurre possibilmente la dose di radiazioni assorbita nell'arco della missione per evitare di diminuire il rapporto segnale/rumore ed evitare addirittura di danneggiare i sensibili e delicati dispositivi elettronici che intimamente li compongono.

Le difficoltà tecniche e tecnologiche derivanti dallo scenario si esaltano per il fatto che le risorse disponibili in termini di massa e potenza sono praticamente irrisorie a fronte delle molteplici prestazioni richieste.

A Padova, presso il CISAS, sono in corso molti degli studi riguardanti gli aspetti ottici, termomeccanici e le simulazioni per la stereovisione dai quali derivare i modelli digitali della superficie e della geologia di Mercurio. Prima della stereocamera solo sulla missione *Mars Express* era stata sperimentata la stereovisione condotta tuttavia senza un altimetro laser. Su MPO di BepiColombo saranno presenti entrambi gli strumenti con la previsione della riduzione di massa del 10% rispetto alla massa di 21kg della missione marziana garantendo altresì una risoluzione migliore pari a circa 50m a 400km di altezza al pericentro mercuriano.

I due canali stereo osserveranno il nadir con una angolazione di  $\pm 20^\circ$  ciascuno con un sistema catadiottrico a singolo piano focale, utilizzando quale rivelatore un dispositivo APS 2048x2048 in tecnologia CMOS.



Lo strumento italiano SIMBIO-SYS include anche per HRIC un rivelatore APS 2048x2048 CMOS, mentre per VIHI si impiega un rivelatore HgCdTe con substrato HgCdZn da 256x256 ROIC con 30µm di pixel pitch, sempre in tecnologia CMOS. In definitiva per la sua natura totalmente ottica SIMBIO-SYS deve poter essere convenientemente protetto da un idoneo dispositivo che escluda il più possibile le problematiche ed i danneggiamenti che sicuramente insorgerebbero in caso di diretta esposizione all'intensa radiazione solare. La stabilità ottica di Simbio-Sys dipende dalla termoelasticità di tutto il suo sistema. La calibrazione in volo è quindi di importanza complessiva fondamentale per la rimozione delle deformazioni termiche iniziali. Questi studi sono attualmente in corso e le stesse tolleranze termoelastiche non sono state ancora ben definite. I valori che seguono in tabella devono quindi essere considerati come riferimenti preliminari.

PARAMETRO	HIRC	STC	VIHI	UNITÀ
IFOV	2.6	23	52	Arcsec
AME	10	6 ** ¼ del pixel di STC	12.5 *** ¼ del pixel di VIHI	Arcsec
APE	6 (1.5*)	41-62	3	arcmin
RPE	0.25-3.5 (jitter)	6/5	12.5/10	Arcsec/ms
RPE	17 (short term)	-	-	Arcsec/ms

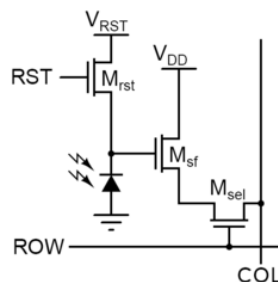
APE Absolute Pointing error.

\*: Valore ottimizzato per il volume dati.

\*\* : Valore obiettivo; il requisito minimo è 10 arcsec. [ requisito guida per l'AME di STC + VIHI ]

\*\*\*: Valore obiettivo; il requisito minimo è 20 arcsec.

Un Sensore a Pixel Attivo, comunemente detto APS, acronimo di Active Pixel Sensor, è un sensore ottico al silicio di ultima tecnologia consistente in un circuito integrato contenente una matrice di sensori pixel ovvero di sensori punto, ognuno contenente un singolo foto rivelatore e connesso ad una circuiteria già interna per il reset e la lettura del dato ottico. Questo sensore d'immagine è oggi in tecnologia CMOS e rappresenta l'evoluzione della tecnologia CCD. Il termine APS è spesso anche usato per riferirsi al singolo sensore di pixel, mentre l'intero sensore d'immagine è spesso denominato *active pixel sensor imager*, *active-pixel image sensor*, or *active-pixel-sensor imager*. Gli APS Imager ancora soffrono della presenza del rumore come i CCD ma sono in grado di offrire una risposta dinamica maggiore a parità di rumore. L'architettura standard di un pixel APS risulta consistente in tre transistor ed un fotodiodo come rappresentato nel diagramma schematico seguente:



## APPROCCIO SISTEMATICO

L'approccio allo sviluppo sistematico delle attività di ricerca si delinea con la definizione del sistema inteso come un insieme di componenti correlati/interfacciati utilmente al fine di raggiungere gli obiettivi prefissati.

Questi sono rappresentati dai vari dispositivi meccanici, elettrici, elettronici e software gestiti semiautomaticamente ed automaticamente, ovvero dal segmento di Terra.

L'ingegneria del sistema complessivo consiste nell'articolazione delle informazioni (ovvero nella definizione di requisiti e specifiche) e dell'interfacce (Bus, Payloads, H/W, S/W, umane) per la progettazione, lo sviluppo, l'integrazione e il collaudo di un sistema complesso che presenta:

- Requisiti di prestazione estremamente spinti;
- Requisiti di affidabilità e accuratezza elevati;
- Estrema varietà di interfacce (termo-meccaniche, elettrica, elettronica, H/W, S/W, ottica. . .);
- Forte interdisciplinarietà.

L'importanza della sistematicità programmatica deriva dal fatto che:

1. Il numero di componenti ed interfacce è molto elevato;
2. Il costo complessivo per kg di massa lanciata per la missione interplanetaria è molto elevato;
3. Il numero delle persone coinvolte nello sviluppo è molto elevato;
4. Il tempo per lo sviluppo dallo studio di fattibilità al lancio è elevato.

Il processo di sviluppo strutturato consiste nelle fasi seguenti:

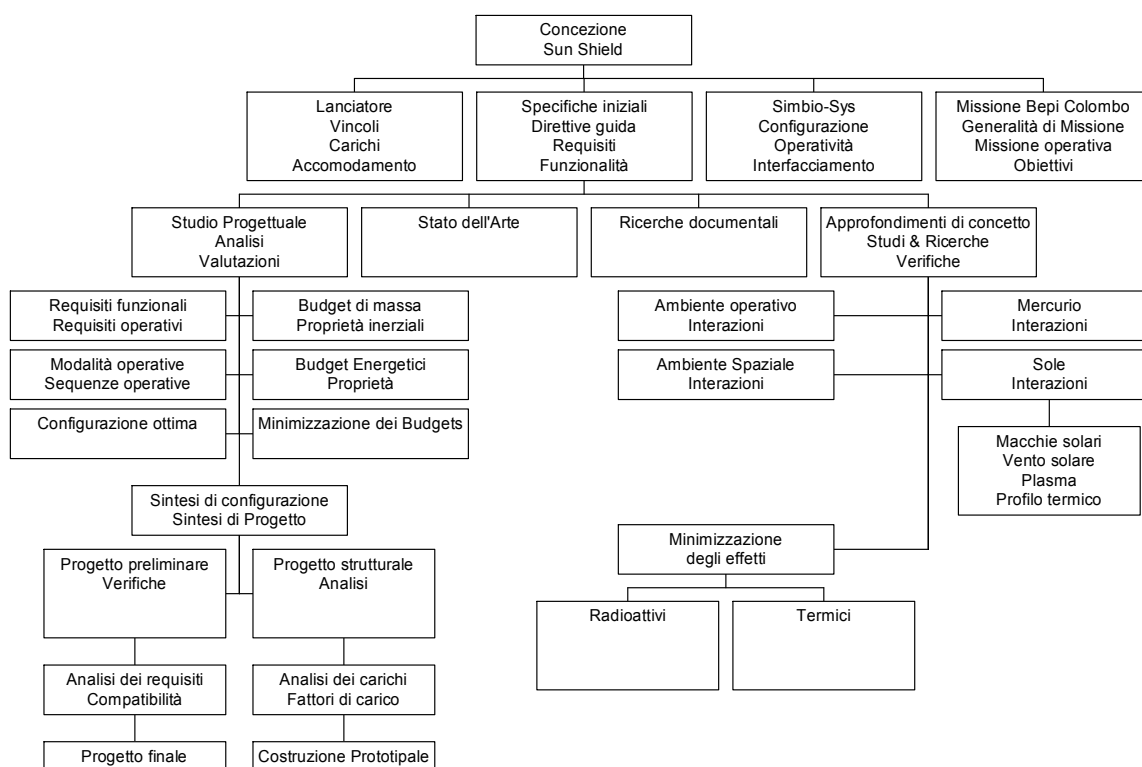
- a. Definizione dei requisiti ► Definizione delle specifiche di progetto;
- b. Integrazione delle varie discipline nella Filosofia di Modello ► Definizione interfacce;
- c. Progettazione di più soluzioni ► Analisi comparativa funzionale;
- d. Analisi e previsione dei budget ► Analisi comparativa su budget e risorse;
- e. Analisi dei rischi ► Analisi comparativa ► Soluzioni per le diverse tipologie di rischio;
- f. Sperimentazione virtuale ► Sperimentazione reale ► Verifiche, Controllo e Collaudo.



Il processo viene ulteriormente definito dalla WBS (*Working Breakdown Structure*), ovvero la suddivisione delle varie attività sulla base delle funzionalità delle parti di un satellite.

Tale suddivisione "sistemistica" consente:

- una suddivisione organica della problematica di progetto devoluta ad ambiti di specializzazione;
- una chiarezza ed una semplificazione nella relazione tra sistemi e sottosistemi complessi;
- una gestione strutturata delle interfacce sia materiali sia informatiche;
- una gestione organica per la partecipazione internazionale coordinata volta ai vari sottosistemi;
- una gestione panoramica d'insieme per la realizzazione coordinata delle attività.



L'integrità fisica, la funzionalità e le prestazioni del sistema e dei suoi sottosistemi, ovvero dei suoi componenti spaziali, rappresentano gli aspetti critici della progettazione. Il superamento progettuale delle problematiche avviene considerando sistematicamente i seguenti punti:

- Analisi dello scenario ambientale nella sua genericità complessiva (System Overview);
- Analisi del contesto operativo e delle sue interazioni con l'esterno (System Context);
- Analisi dei requisiti ambientali, di utilizzo e scientifici (Requirements): orbita, spazio, interazioni, ciclicità, parti sensibili, eventi periodici, o estemporanei, ecc...;
- Studio della ricerca dell'integrità funzionale, fisica e strutturale dei S/S (System Design);
- Funzionalità e prestazioni specifiche di ogni parte/componente e del sistema assemblato (Performances);
- Affidabilità (Reliability): si deve assicurare che il sistema sia in grado di fornire le prestazioni specifiche durante il periodo operativo e nelle previste condizioni ambientali anche di picco. Per giungere ad una buona affidabilità si ricorre a:
  - Tecniche e soluzioni ingegneristiche già sperimentate con successo in campo spaziale.
  - componenti discreti qualificati spazio (Rad-Hardness per componenti elettronici resistenti alle radiazioni);
  - avvolgimenti ridondanti degli attuatori e cablaggio elettrico ridondante;
  - meccanismi autobloccanti durante la fase di lancio per resistere alle forti vibrazioni presenti;
  - monitoraggio termico ed elettrico durante la vita operativa e non;
  - dispositivi Fail-Safe indipendenti del meccanismo principale.
- Sicurezza (Safety): deve garantire che un sistema funzioni senza produrre danni per gli altri sistemi, per questo si introduce un fattore di margine di sicurezza sul quale operare la progettazione intera;
- Definizione dei componenti critici (Fracture Critical Components): ovvero quelli la cui rottura risulti disastrosa per l'intero S/S.

Le fonti di instabilità possono essere suddivise in:

- sistemi in stato di sforzo;
- parti articolate o con parti in rototraslazione;
- accessori di contenimento o protezione (coperchi, schermi protettivi);
- elementi strutturali metallici;
- componenti discreti (elettronici, attuatori, trasduttori)
- materiali non metallici (ceramici, amorfì, polimeri, compositi con funzione strutturale).

Un componente è un punto critico (Single Point Failure) quando un suo danneggiamento, o mal funzionamento è causa di fallimento dell'intero sistema/sottosistema a cui appartiene. Verranno resi sicuri (Fail-Safe) con un componente aggiuntivo, indipendente, (Redundancy) che garantisca nuovamente un coefficiente di sicurezza maggiore di 1.

#### *Linee di progetto*

§ Il disegno strutturale del sistema di protezione deve essere volto ad ottenere la massima rigidità e stabilità con il minimo di incremento di massa. La struttura in sé non è soggetta a stress particolarmente alti indotti dai carichi di lancio con conseguente limitato rischio di danni strutturali e fratture; diversamente la risposta alla sollecitazione vibratoria che è molto importante per l'integrità strutturale.

Il disegno strutturale segue le seguenti linee guida:

- riduzione del numero di parti per minimizzare le interfacce termo-meccaniche le quali si aggiungerebbero altresì al bilancio di massa e costituirebbero una discontinuità termoelastica e talvolta elettrica con conseguente degrado della struttura d'insieme a livello meccanico;
- alta rigidità strutturale ottenuta mediante costole, spalle e strutture sottili scheletriche;
- simmetria strutturale per minimizzare distorsioni dovute alle deformazioni termostrutturali;
- disaccoppiamento dinamico-strutturale e termico tra la piattaforma (bus) ed il dispositivo.

§ Lo studio dell'accomodamento del dispositivo viene definito in relazione alla soddisfazione della:

- funzionalità propria;
- funzionalità delle parti circostanti;
- possibilità di interazione (danneggiamento) con le parti circostanti;

§ Il disegno volto all'aspetto termico mira a mantenere la necessaria stabilità termostrutturale per garantire le prestazioni operative specifiche. Infatti occorre minimizzare il più possibile le indesiderabili derive dei parametri delle geometrie delle masse derivanti dalle sollecitazioni termoelastiche nominali e massime.

Il disegno termico segue le seguenti linee guida:

- Valutazione delle deformazioni elastiche per carico termico da determinarsi nei casi:
  - connessione di materiali identici
  - connessione di materiali con differenti coefficienti di espansione termica soggetti a:
    - carico termico uniforme;
    - carico termico non uniforme.
- Determinazione della temperatura di riferimento volta a facilitare tutte le fasi di Terra.
- Valutazione delle dilatazioni per variazioni termiche rispetto alla temperatura di riferimento.
- Minimizzazione dei carichi termici mediante opportune scelte progettuali, ovvero impiegando:
  - Materiali identici, provenienti dallo stesso fornitore e dallo stesso lotto (Procurement);
  - Strutture la cui integrazione permette una compensazione della catena dimensionale;
  - Materiali con alta conduttività termica per ridurre i gradienti fra le stesse parti;
  - Strutture che minimizzano localizzazioni termiche di discontinuità;
- Stabilizzazione della struttura verso la temperatura di riferimento ottenuta mediante:
  - sistemi passivi (quelli attivi peserebbero sul bilancio di potenza) con conseguente possibilità di poter essere (generalmente) solo raffreddati e non riscaldati;
  - riduzione del campo di variabilità delle temperature rispetto a quella nominale;
  - valutazione delle temperature su cui compiere le integrazioni e le calibrazioni a Terra;
  - disaccoppiamento termoelastico e termoconduttivo tra schermo e struttura portante;
  - adozione di un sistema passivo di compensazione di energia termica.

L'adozione di trattamenti superficiali e di film di rivestimenti per gli aspetti termici avviene in accordo con le normative MIL-C-5541C. Il trattamento superficiale (Alodyne) incrementa la conduzione termica ed elettrica permettendo un ottimo accoppiamento tra le parti ed una distribuzione uniforme del profilo termico. Le superfici esposte alla radiazione solare devono ricorrere a pitture bianche che presentino caratteristiche termo-ottiche minimali quali una emissività di 0.9 ed una assorbenza di 0.2 all'inizio con degrado Max a 0.3 tra i quali gli Optical Solar Reflectors (OSR,  $\alpha=0.2$ ,  $\epsilon=0.8$  a fine vita). Idonea l'applicazione di un trattamento nanotecnologico di C9 ( $\alpha = 0.27$ ,  $\epsilon=0.7$ ) utile per lamine flessibili. Si presenta con aspetto vetroso bianco. La composizione è a base di polveri e particelle colloidali di silicio.

Le superfici interne potranno essere ricoperte con vernici nere o con kapton alluminizzato nero per minimizzare le riflessioni interne ed uniformare il campo termico ( $\alpha = 0.9$  e  $\epsilon=0.9$ ).

L'adozione di isolamenti multistrato (MLI) permette di ottenere una varianza termica controllata contenendo il raffreddamento e riducendo il riscaldamento nei cicli termici variabili tra illuminamento ed ombreggiamento. Le caratteristiche della struttura multistrato si determina nell'adozione di:

- foglio esterno di spessore 0.025mm di Kapton alluminizzato;
- fogli intermedi di spessore 0.005mm di Kapton alluminizzato - tra fogli separatori in Dacron;
- foglio interno di spessore 0.025mm di Kapton alluminizzato con rinforzo per quello interno

Le strumentazioni scientifiche verranno protette ricorrendo ad idonei accomodamenti, baffles, da filtri e MLI e da soluzioni a specchi diecrici; oltre a queste soluzioni si prevedono idonei schermi ad intervento momentaneo. Per le connessioni in cui non si vuole conduttività termica utili risultano parti in fibra di vetro.

§ I criteri di progetto inerenti alle problematiche ambientali particolarmente dure determinano le linee guida per la scelta dei materiali primari. Nella tabella seguente si riportano le caratteristiche dal punto di vista ambientale per alcuni materiali di valido impiego spaziale per lunghe missioni interplanetarie.

METALLI			
TIPOLOGIA	Resistenza alla corrosione	Resistenza alla frattura da corrosione	
Alluminio 6082 T6	Bassa	Alta	
Titanio Ti6Al4V T5	Alta	Alta	
Acciaio 15-5PH	Alta	Alta	
Acciaio AISI 316	Alta	Alta	
TECNOPOLIMERI			
	Infiammabilità	Stabilità termica nel vuoto	Degassamento nel vuoto
Teflon	Alta	Alta	Alta
Peek	Media	Alta	Medio

L'erosione da ossigeno atomico è particolarmente intensa e concerne primariamente i polimeri, quali kapton e teflon, che si stima possano subire danni erosivi di 0.1-1 mm per anno di missione. Ne consegue che l'adozione dei polimeri riguarda praticamente le protezioni MLI soggette alla radiazione ed all'impatto dell'ossigeno atomico ad alta velocità. La loro costituzione in cui i fogli esterni sono alluminizzati gli permette di offrire prestazioni particolarmente stabili per una missione quale quella BCM, pertanto

l'erosione deve essere ritenuta trascurabile ai fini dell'operatività funzionale nei tempi di missione.

La compatibilità elettromagnetica deve poter essere garantita per quanto concerne sia gli aspetti diretti e propri sia quelli per gli altri sottosistemi. Per i cablaggi si richiede una classe R con connessioni multi-punto di massa. L'impiego di trecce di rame è dovuto qualora la struttura non presenti una conduzione elettrica di massa ottimale. Gli accoppiamenti a pressione devono essere eseguiti con un carico di almeno 10MPa. Particolare attenzione deve essere dedicata alla corrosione derivante da contatto tra materiali diversi.

La radiazione ambientale incide sulle prestazioni e sulla funzionalità dei dispositivi elettronici e sui semiconduttori in genere. Qualora possibile si prevede di applicare spessori di almeno 3mm di Alluminio per i componenti più critici.

La struttura del dispositivo è critica per quanto riguarda la collisione meteorica o da detrito. Entrambi i casi sono ritenuti praticamente a probabilità nulla. In realtà un residuo probabilistico deve essere considerato per particelle pico e nano meteoriche il cui impatto si valuti ai fini della possibile distruzione ed interferenza con le parti attigue.

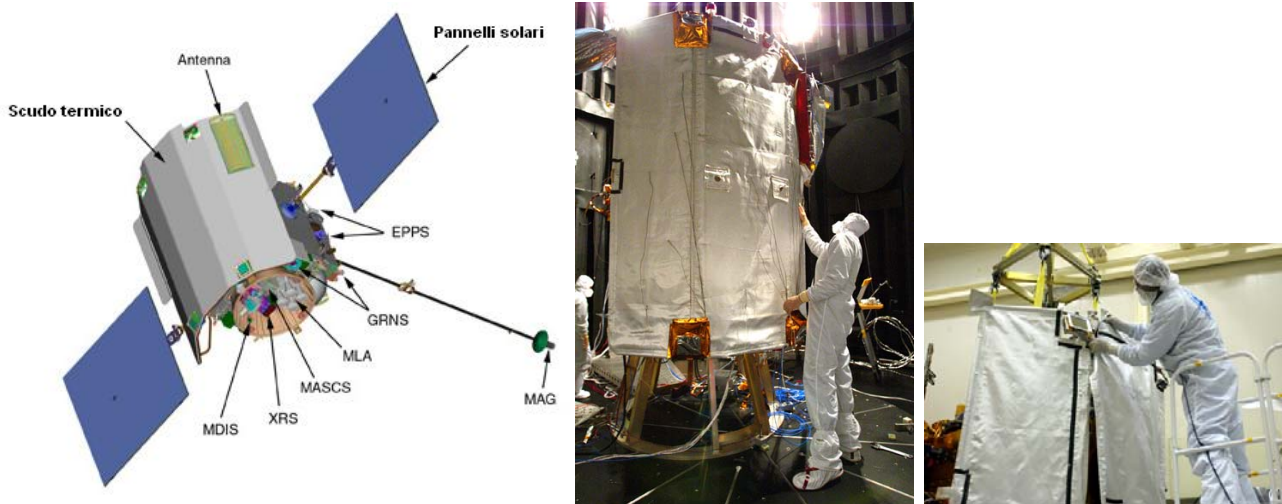
L'interazione della radiazione solare nello spettro ultravioletto con la struttura e le parti componenti determina fenomeni di deterioramento delle caratteristiche superficiali. In particolare il degrado polimerico da interazione ultravioletta deve essere considerato impiegando tali materiali possibilmente solo in zone in ombra ovvero a limitato illuminamento per periodo ed intensità.

L'interazione con il plasma determina una elettrizzazione che deve essere dissipata ricorrendo alle proprietà delle punte che possono efficacemente dissipare la carica accumulata evitando scariche elettriche vaganti e fortemente distruttive. Una buona connessione di massa determina il riequilibrio del potenziale elettrico.

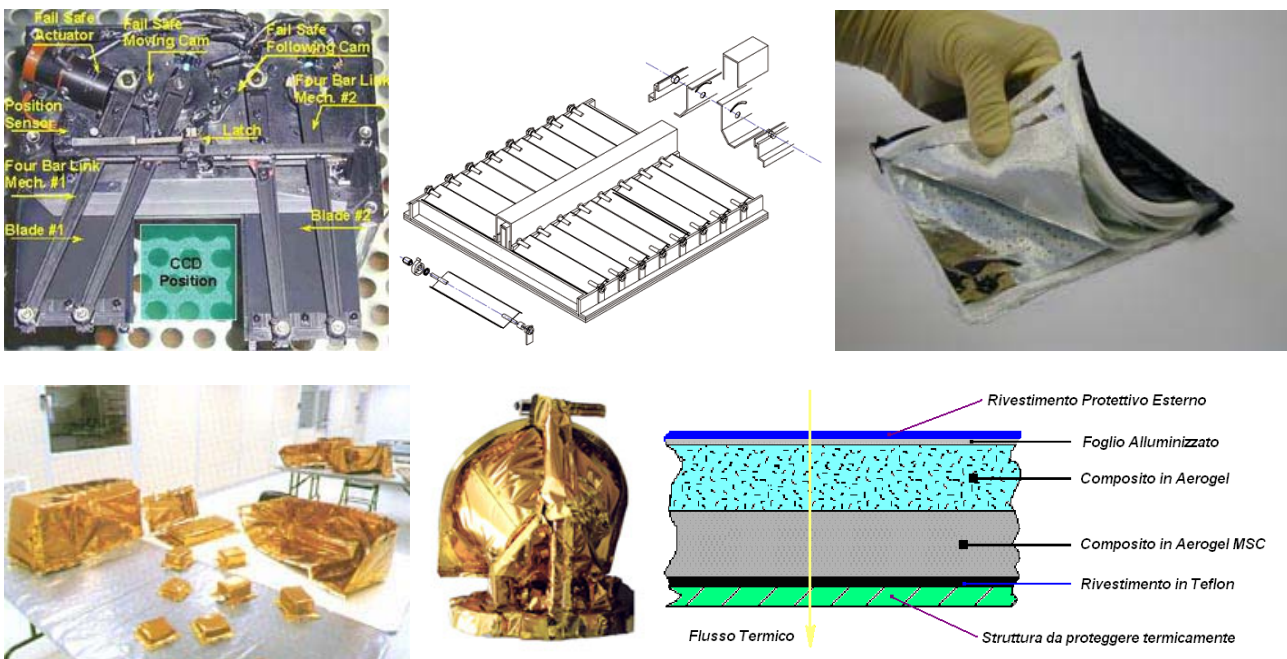


## STATO DELL'ARTE

L'attuale stato dell'arte in relazione ai dispositivi di protezione dalle radiazioni termiche sono desumibili dalle soluzioni adottate nelle precedenti missioni spaziali. In generale le tecniche impiegate per le piattaforme spaziali terrestri ed interplanetarie si pongono in un quadro di sollecitazione termica non comparabile con il quadro mercuriano. Nelle missioni del Mariner 10 caratterizzate da tre passaggi iperbolici le strumentazioni erano sottoposte a carichi termostrutturali intensi ma brevi. La missione Messenger ricorre invece ad uno schermo a scudo fisso con coperta in Nextel™ che permette l'ideale protezione di tutto il bus.



Dallo studio è apparso chiaro che la tipologia degli schermi si caratterizza per la presenza di soluzioni a piani metallici otticamente performanti, a singolo elemento od a più elementi stratificati, azionati da meccanismi di varia tipologia: a scorrimento, a rotazione, a rototraslazione, ecc... Altre soluzioni sono rappresentate da quelle combinate quali quelle di tipo louvers, a diaframma ottico, ecc.... Si aggiungono i dispositivi a cambio di fase, i thermal coatings, i Multi Layer Insulators, i thermal doublers, ecc... Riguardo i sistemi di attuazione per i cinematismi questi si caratterizzano per la presenza di motori di diversa tipologia e sistemi elettromagnetici canonici. Presenti anche i sistemi passivi ad espansione di fluidi, o quelli a fluido con attuazione attiva.



## SCENARIO OPERATIVO

Lo scenario operativo è quello deducibile dalle caratteristiche della missione BepiColombo e dalle caratteristiche estreme e peculiari dell'ambiente spaziale mercuriano; questo è estremamente critico per gli aspetti termici, per gli aspetti dell'interazione tra radiazione e materia e per gli aspetti meccanici indotti dal vento solare per quanto riguarda gli sforzi ed in minima parte per la corrosione da ossigeno atomico e per gli effetti di ionizzazione che comportano fenomenologie elettrostatiche comunque da tenere sotto controllo.

### Il pianeta Mercurio

Il pianeta Mercurio orbita intorno al Sole con peculiari parametri orbitali che lo rendono tuttora molto interessante per gli studi di meccanica celeste e per le verifiche delle teorie relativistiche.

L'orbita di Mercurio è notevolmente eccentrica; al perielio esso si trova a soli 46 milioni di km dal Sole, mentre all'afelio giunge fino a 70 milioni. Il perielio dell'orbita si sposta intorno al Sole molto lentamente. L'orbita di un pianeta è un'ellisse kepleriana solo in prima approssimazione; per Mercurio la precessione del perielio è di 42.89" di arco per ogni secolo. Inserendo i termini del secondo ordine si mostra che l'asse maggiore dell'ellisse orbitale deve avere una precessione nel senso del moto orbitale di un angolo uguale a  $6\pi v^2/c^2$  per ogni rivoluzione, in cui  $v$  è la velocità orbitale e  $c$  la velocità della luce. I principali dati riguardo il pianeta sono riassunti nella tabella sottostante.

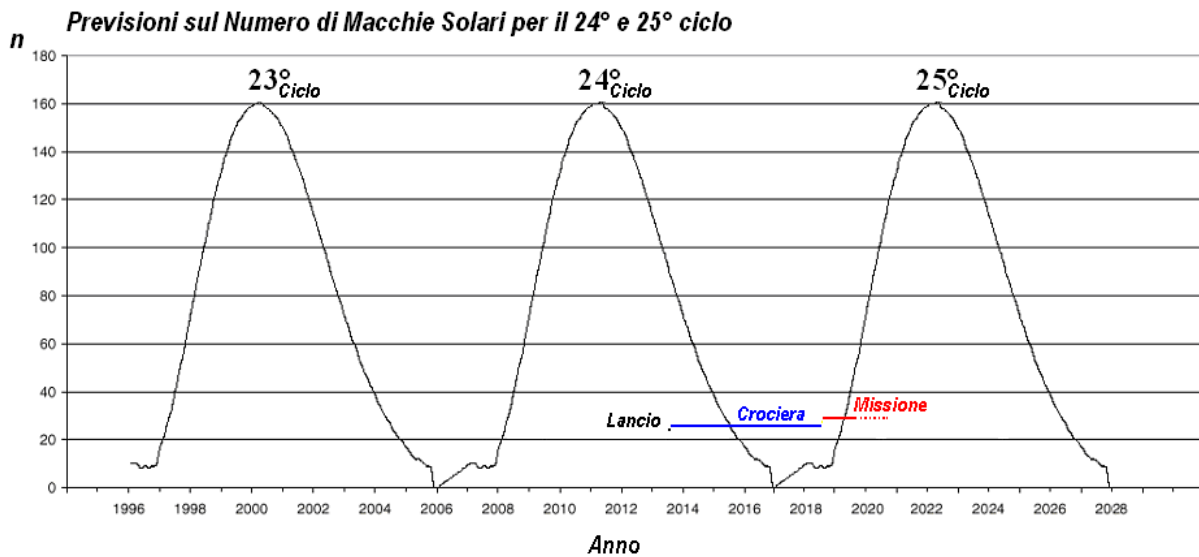
PRINCIPALI PARAMETRI ORBITALI VS FISICI DI MERCURIO	
Parametro	Valore Nominale
Velocità orbitale media:	47.89 km/s
Periodo di rivoluzione siderale:	87.969 giorni
Periodo sinodico:	115.9 giorni
Inclinazione eclittica	7.0°
Inclinazione dell'asse di rotazione:	0.1° (±10%)
Periodo di rotazione siderale:	58d 15h 38m
Inclinazione dell'asse magnetico sull'asse di rotazione	12° (±10%)
Intensità del campo magnetico	220 nT
Diametro equatoriale:	4880 km
Massa:	$0.3302 \cdot 10^{24}$ kg
Densità media:	5.44 g/cm <sup>3</sup>
Accelerazione di gravità:	3.7 m/s <sup>2</sup>
Velocità di fuga:	4.25 km/s
Albedo:	0.055

La distanza del pianeta dal Sole determina un angolo di visuale come riportato nella tabella seguente.

	Distanza centrale Sole-Mercurio	Angolo visuale del Sole al Subsolar-point mercuriano
	km	°
min.	4,60E+07	1,74
Med.	5,79E+07	1,39
Max.	6,98E+07	1,15

### L'attività solare

L'attività solare è importante ai fini della missione e per questo la valutazione e le previsioni sui prossimi cicli solari divengono rilevanti. Nella figura seguente le previsioni in relazione alla missione spaziale.

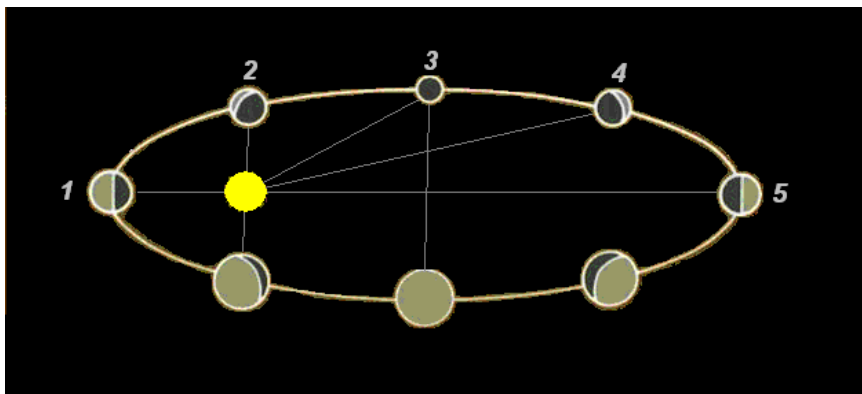


### Scenario termico

Il pianeta Mercurio presenta escursioni termiche che vanno da +430°C a -170°C, mentre il flusso solare viene specificato in funzione della distanza radiale dal Sole come riportato nella tabella seguente.

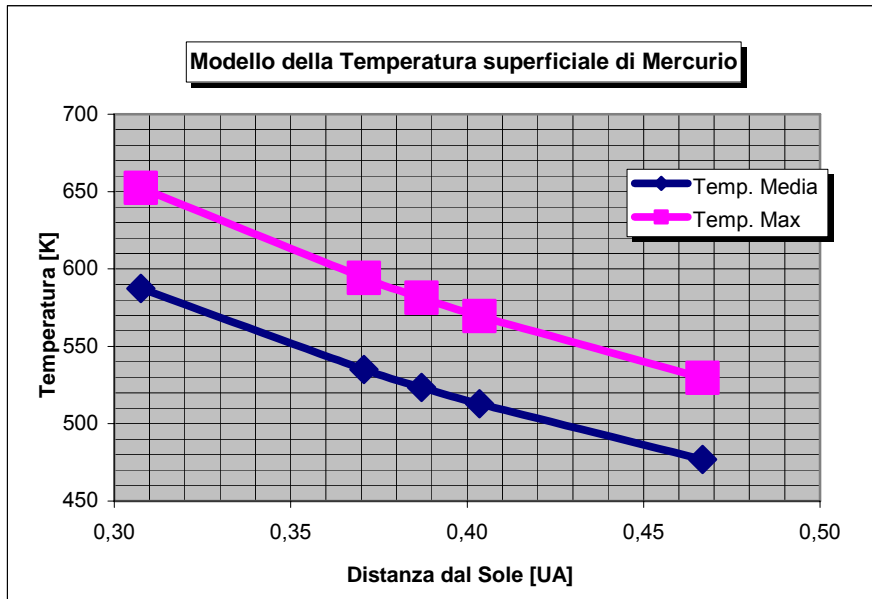
Distanze radiali $d$ del pianeta Mercurio dal Sole			Intensità della Radiazione Solare
Posizione	Denominazione	U.A.	$W/m^2$
1	Perielio	0,30749951	14457,049
2	Semi-Latus Rectum	0,37073085	9946,060
3	Semiasse Maggiore	0,38709893	9122,725
4	Adversus Rectum	0,40346701	8397,547
5	Afelio	0,46669835	6276,189

A seconda della posizione orbitale assunta dal pianeta nella sua orbita intorno al Sole di cui in figura sotto.

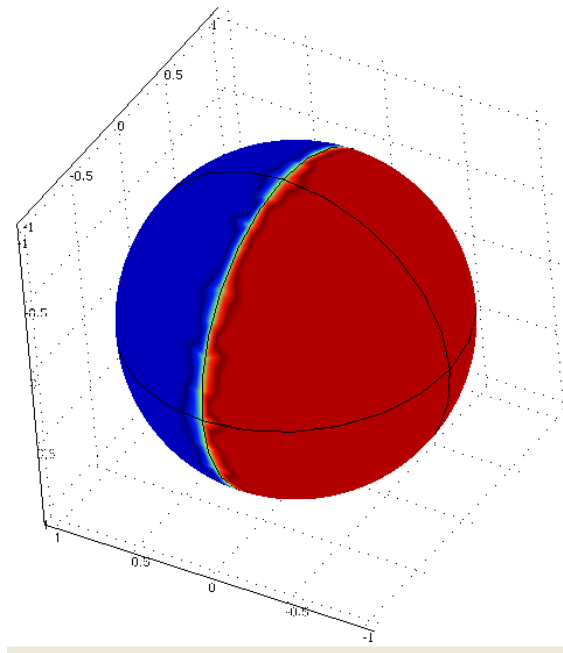


Ne consegue che la radiazione solare varia da 10,7 a 4,6 volte quella terrestre. Importante è sottolineare che l'albedo di Mercurio è estremamente basso per cui il pianeta assorbe il 94% della radiazione incidente e questa viene riemessa al 90% nello spettro infrarosso. Mercurio ruota intorno al suo asse così lentamente che

la superficie illuminata può raggiungere una temperatura stazionaria superficiale prossima a 700 K al perielio. Diversamente il lato oscuro in opposizione solare può raggiungere temperature prossime a 100 K.



Il flusso solare si estende da 0 in occultazione e raggiunge i 14490 W/m<sup>2</sup> al perielio. Il flusso solare dipende dalla distanza dal Sole e dall'angolo di fase, dall'altezza e dall'albedo superficiale locale di Mercurio.

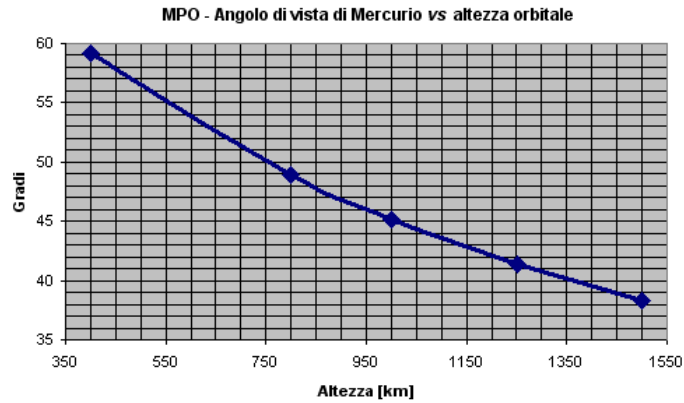


Il flusso termico proveniente da Mercurio varia da 0 in occultazione a 13614 W/m<sup>2</sup> quando il bus si trova al pericentro orbitale sopra al subsolar point con Mercurio in perielio. Il riepilogo in tabella sotto.

Parametro Termico	Perielio	Afelio
Costante Solare	14490 W/m <sup>2</sup>	6290 W/m <sup>2</sup>
Flusso Planetario al subsolar point, Lato illuminato	13614 W/m <sup>2</sup>	7348 W/m <sup>2</sup>
Temperature Equivalenti	700 K	600 K
Flusso Planetario al subsolar point, Lato oscuro	6 W/m <sup>2</sup>	6 W/m <sup>2</sup>
Temperature Equivalenti	100 K	100 K

**Analisi orbitale**

Un'ulteriore considerazione molto importante è quella relativa al fatto che mentre il Sole si presenta con un angolo ridotto, Mercurio si presenta invece con un angolo notevole, di conseguenza l'energia proveniente dal pianeta diviene per certi aspetti predominante. Per quello che è il profilo di missione Mercurio viene visto da MPO con un'apertura angolare come in figura sottostante determinata dalla tabella sotto.



MPO - Angolo di vista di Mercurio vs altezza orbitale					
h	$\alpha$	$\beta$	$2\beta$	D	S
km	°	°	°	km	m <sup>2</sup>
400	30,78	59,22	118,44	2497	4,8976E+12
400	30,78	59,22	118,44	2497	4,8976E+12
800	41,14	48,86	97,72	3211	8,0961E+12
1000	44,82	45,18	90,36	3440	9,2937E+12
1250	48,60	41,40	82,79	3661	1,0526E+13
1500	51,74	38,26	76,53	3832	1,1531E+13

La geometria orbitale comporta soprattutto per STC che si presenti un *glitch* di abbagliamento solare in ragione dell'apertura di 40° della STC unitamente al suo FOV.

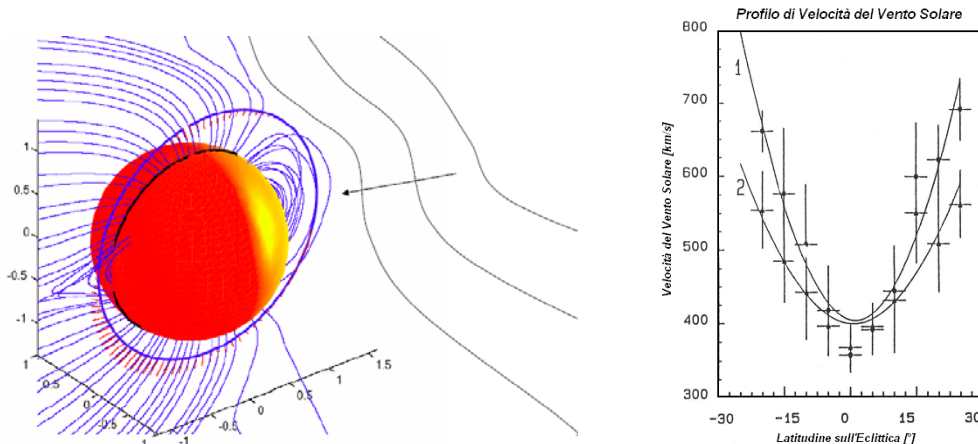
Occorre comunque considerare che lo spettro emissivo del pianeta è concentrato alle lunghe lunghezze d'onda infrarosse mentre quello solare è preponderante alle lunghezze d'onda più corte.

**Pressione solare**

La radiazione solare presenta effetti anche a livello di sforzo in quanto la stessa radiazione elettromagnetica è capace di esercitare una forza sulle superfici esposte. La valutazione dello sforzo nello scenario operativo comporta per superfici totalmente assorbenti una pressione di  $48.3 \cdot 10^{-6} \text{ N/m}^2$ , mentre per una superficie speculare lo sforzo sale a  $96.6 \cdot 10^{-6} \text{ N/m}^2$ .

**Vento solare**

La modellizzazione del vento solare su Mercurio è importante ai fini della valutazione dello stato di sforzo meccanico (e non solo) che questo eserciterà sul dispositivo di protezione il quale dovrà farsi carico della pressione esercitata su di esso per sua interposizione.



Le condizioni del vento solare sono purtroppo molto variabili secondo velocità e densità. L'interazione tra vento solare e campo magnetico non va trascurata proprio per la valutazione dei parametri. I parametri magnetici di intensità e direzione e di variabilità associate sono quindi importanti. Quanto ad oggi conosciuto nel merito si evidenzia nella tabella seguente:

PARAMETRO	VALUTAZIONE METRICA	NOTE
Modello matematico	Spirale di Parker	
Osservazioni metriche	Helios	Elios I & Elios II
Velocità	Circa la stessa di quella a 1 AU	
Direzione	RMS	Circa 3-6 volte maggiore che a 1 AU.
Densità	30 – 100 [1/cm <sup>3</sup> ]	Circa 5-10 volte la densità a 1 AU.
Angolo IMF	Circa 20° dalla direzione del flusso.	
Intensità IMF	20 – 40 [nT]	3-6 volte maggiore che a 1 AU.

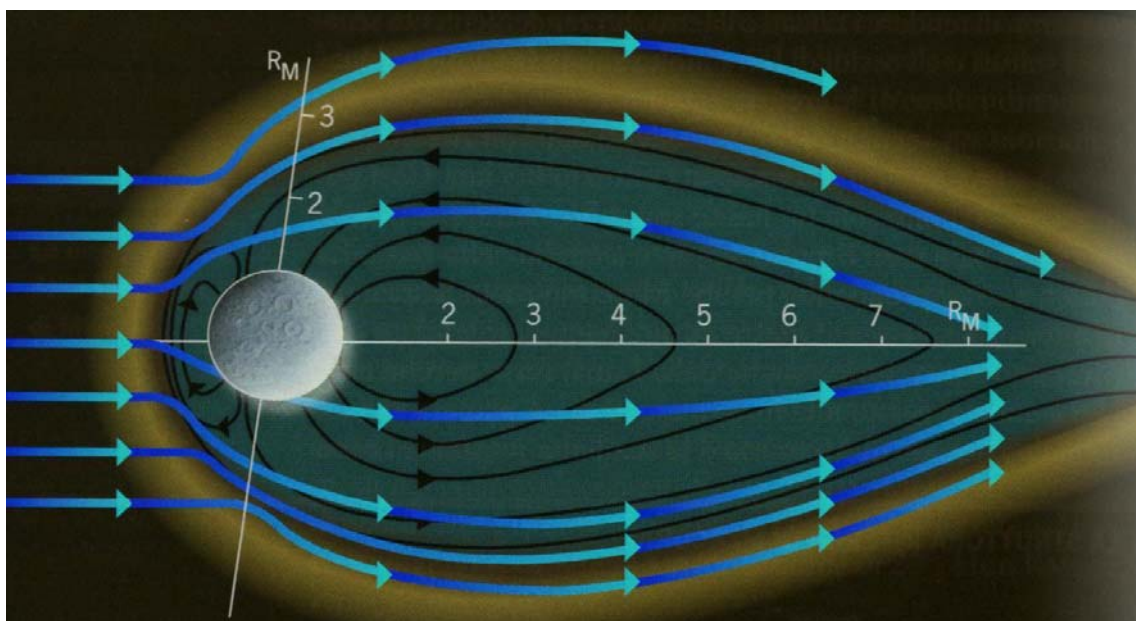
La composizione del vento solare su Mercurio risulta dalla tabella seguente riferita alla distanza di 1AU.

Densità Protonica	7 cm <sup>-3</sup>	Flusso di protoni	3 10 <sup>8</sup> cm <sup>-2</sup> s <sup>-1</sup>
Densità Elettronica	7 cm <sup>-3</sup>	Flusso di massa	6 10 <sup>-16</sup> g cm <sup>-2</sup> s <sup>-1</sup>
Densità He <sup>2+</sup>	0.3 cm <sup>-3</sup>	Componente radiale del momento	2.6 10 <sup>-9</sup> Pa
Velocità di flusso	450 km/s	Flusso di energia cinetica	0.6 erg cm <sup>-2</sup> s <sup>-1</sup>
Temperatura protonica	1.2 10 <sup>5</sup> K	Flusso di energia termica	0.02 erg cm <sup>-2</sup> s <sup>-1</sup>
Temperatura elettronica	1.4 10 <sup>5</sup> K	Flusso di energia magnetica	0.01 erg cm <sup>-2</sup> s <sup>-1</sup>
Intensità magnetica	7 10 <sup>-9</sup> T	Flusso magnetico radiale	5 10 <sup>-9</sup> T

### Campo magnetico

L'osservazione e l'attuale conoscenza del campo magnetico di Mercurio è dovuta alla missione Mariner 10. Nel corso dei suoi passaggi iperbolici sul pianeta i magnetometri hanno registrato il valore del vettore magnetico.

Lo studio dei dati ha portato alla formulazione di modelli matematici virtuali che si riportano in seno allo stesso diagramma. L'intensità efficace si rivela essere di circa 220 nT. L'asse magnetico di Mercurio è inclinato di 11-12 gradi rispetto all'asse di rotazione, cioè i poli magnetici non coincidono con quelli geografici. La sonda Mariner 10 ha rivelato la presenza di una ionosfera intorno al pianeta, che interagisce con la sua magnetosfera. L'interazione viene riportata nella figura seguente.

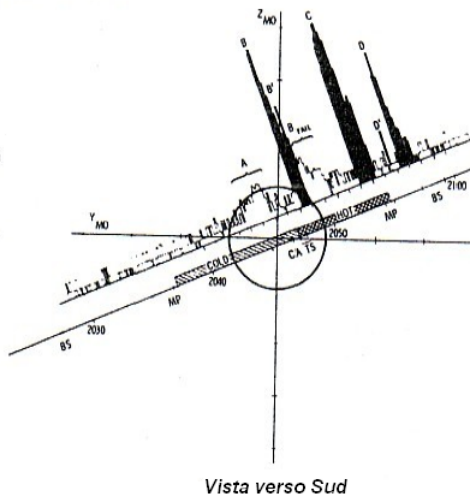
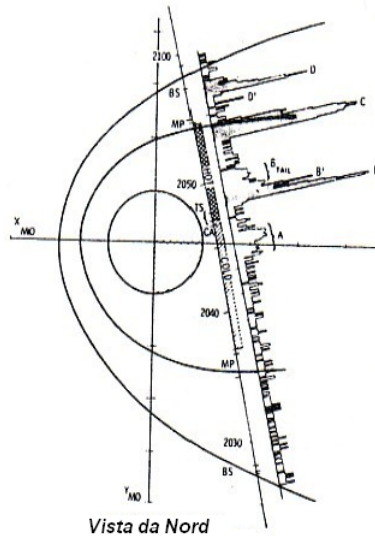


**Fronti d'onda**

L'interazione del vento solare con il campo magnetico di Mercurio determina due strutture notevoli e determinanti ai fini della missione per i suoi aspetti operativi e di studio: il bow shock e la magnetopausa. Attualmente disponiamo dei dati dei due passaggi iperboliche del Mariner 10 che sorvolò il pianeta nel 1974 e nel 1975.

DISTRIBUZIONE ELETTRONICA

MARINER 10 MERCURY 1 D088 Y1974

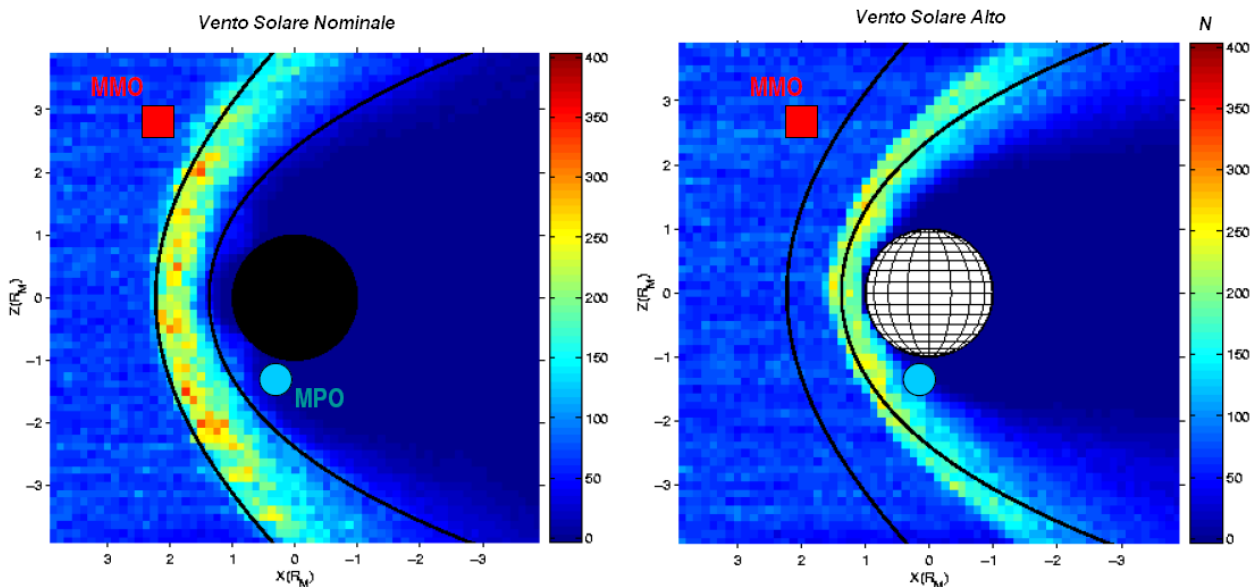


Christon et al., 1986

Dalle misure del campo magnetico e degli elettroni attualmente si estrapolano dati sulla locazione del naso dei due fronti, riportati nella tabella seguente.

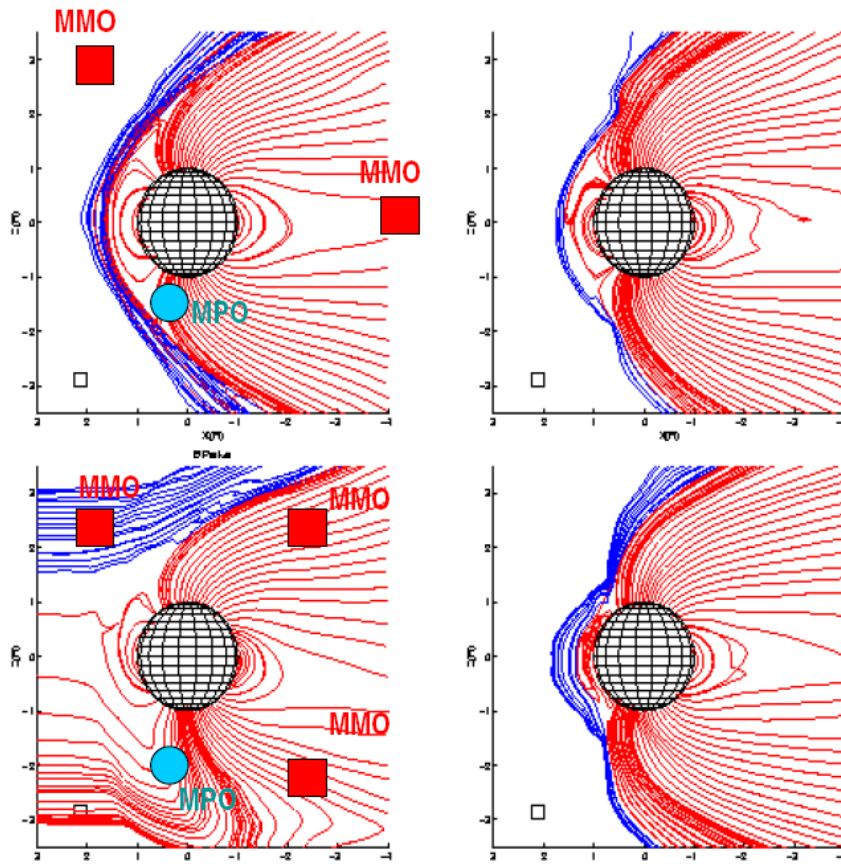
ITEM	ACRONIMO	MERCURIO	TERRA
Bow Shock	BS	1.8 Rm	14 Re
Magnetopausa	MP	1.4 Rm	11 Re

La quantità di particelle relativamente alla geometria orbitale della missione BCM viene simulata nella figura seguente ( Kallio et al., 2004 ) nelle condizioni di vento solare a velocità nominale ed ad alta velocità.



Si evidenzia che l'altezza dell'orbita di MPO risulta in termini di raggi mercuriani di 0,164Rm x 0,615Rm; mentre quella di MMO risulta di 0,164Rm x 4,918Rm.

La struttura dimensionale dell'energetica del campo magnetico mercuriano viene riportata nelle figure seguenti ottenute per simulazione ( Kallio *et al.*, 2004 ).



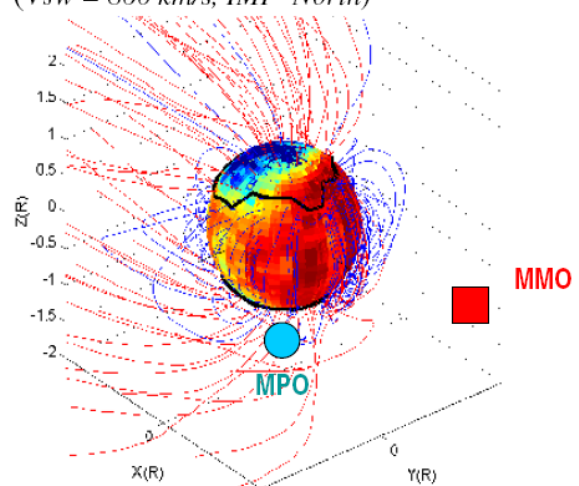
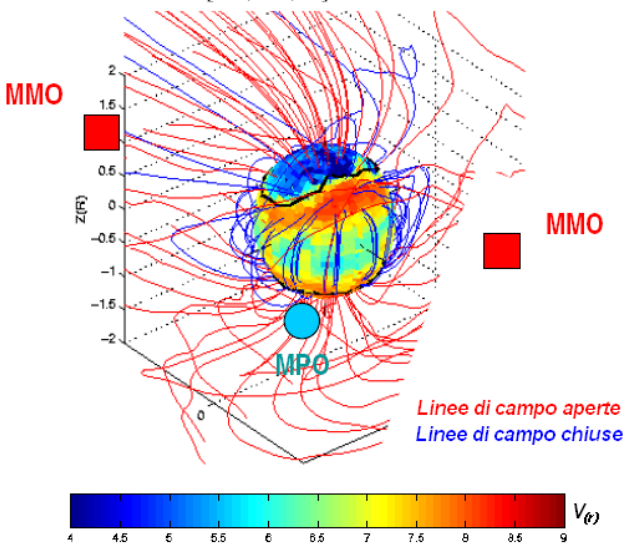
**Interazione plasma-superficie**

L'interazione tra plasma e superficie di Mercurio determina uno scenario ambientale che influisce sulla missione. Una simulazione di questa interazione viene riportata in figura sotto ( Kallio *et al.*, 2004 ), secondo il modello IMF di Parker.

**INTERAZIONE PLASMA - SUPERFICIE DI MERCURIO**

$B_{sw} = [32, 10, 0] \text{ nT}$

$(V_{sw} = 860 \text{ km/s, IMF North})$





## Atmosfera

Mercurio possiede un'atmosfera estremamente rarefatta: la densità media è di soli  $10^5$  atomi/cm<sup>3</sup>, molto migliore del "vuoto" che si riesce ad ottenere nei laboratori terrestri. La temperatura del gas è di circa 500 K, cui corrisponde una pressione superficiale di  $7 \cdot 10^{-12}$  mbar (la pressione dell'atmosfera terrestre è in media di 1013 mbar). Le variazioni di pressione possono raggiungere in media anche  $9 \cdot 10^{-8}$  mbar. Il libero cammino medio di una particella atmosferica (cioè la distanza media fra un urto e il successivo), è di 300 000 km, molto maggiore dell'altezza di scala dell'atmosfera (che per l'idrogeno è di 1000 km): in questi casi ci si trova in presenza di una *esosfera* più che di un'atmosfera. In una esosfera gli urti fra particelle sono trascurabili, quello che domina è l'interazione particella-suolo.

Durante la missione del *Mariner 10*, con lo spettrometro ultravioletto, sono stati individuati idrogeno, elio e ossigeno. Analogamente alla Luna, per via della sua bassa attrazione gravitazionale Mercurio è sprovvisto di atmosfera, fatta eccezione per le esili tracce di gas probabilmente frutto dell'interazione del vento solare con la superficie del pianeta.

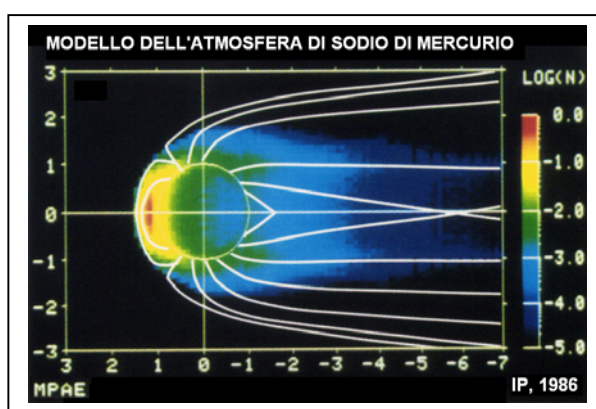
Con metodi raffinati si è però tuttavia riusciti ad evidenziare una sottile atmosfera composta appunto da piccole quantità di elio, idrogeno ed ossigeno atomico. La composizione indica trattarsi di gas occasionalmente emesso dall'atmosfera solare e catturato temporaneamente dal pianeta.

La densità è di circa 4500 atomi di elio ed 8 atomi di idrogeno per cm<sup>2</sup>. La composizione atmosferica è stata inizialmente determinata come segue: potassio (31,7%), sodio (24,9%), ossigeno atomico (9,5%), argon (7,0%) elio (5,9%), ossigeno molecolare (5,6%), azoto (5,2%), anidride carbonica (3,6%), acqua (3,4%), idrogeno (3,2%).

Nel dettaglio, molto probabilmente solo l'idrogeno e l'elio sono di origine solare, mentre l'ossigeno può derivare dalla scissione di molecole della crosta. Perché almeno la metà di un'atmosfera planetaria sia stabile su un tempo scala dell'ordine del miliardo di anni è necessario che la velocità media delle particelle che la compongono sia inferiore a 1/5 della velocità di fuga del pianeta. Per Mercurio la velocità di fuga vale 4.25 km/s, 1/5 di questo valore è 0.85 km/s, mentre la velocità termica media degli atomi di idrogeno, elio e ossigeno è, rispettivamente, di 3.5 km/s, 1.7 km/s e 0.9 km/s. Ne deriva che Mercurio non è in grado di trattenere in modo stabile il proprio involucro di gas.

Nell'atmosfera di Mercurio, con osservazioni telescopiche da terra fra il 1985 e il 1986, sono stati trovati sodio e potassio, grazie alle emissioni nel visibile di questi elementi. Il sodio è l'elemento più abbondante, le concentrazioni sono variabili, da  $10^2$  a  $10^4$  atomi/cm<sup>3</sup>, su tempi scala che vanno da poche ore ad alcuni anni. Spesso, emissioni di questi elementi sono osservate alle alte latitudini settentrionali e al di sopra del bacino Caloris. Evidentemente i gas sono emessi dai minerali della superficie la cui composizione non deve essere uniforme su tutto il pianeta. Ogni tanto le emissioni di sodio sono molto intense vicino ai poli magnetici di Mercurio, questo indicherebbe una qualche forma di interazione fra campo magnetico e superficie.

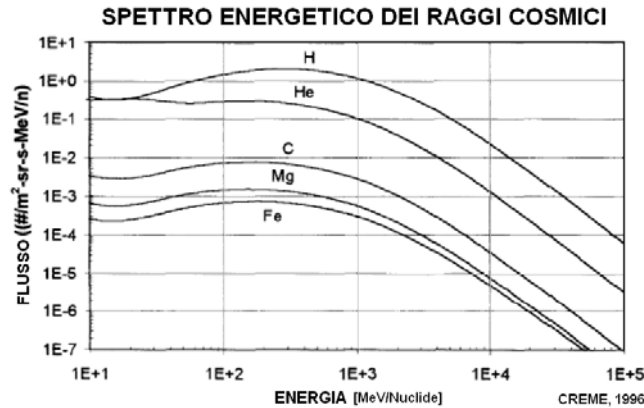
COMPOSIZIONE DELL'ATMOSFERA DI MERCURIO	
Elemento	Numero di Particelle per cm <sup>3</sup>
Idrogeno	20
Elio	6000
Ossigeno	< 40 000
Sodio	20 000
Potassio	500



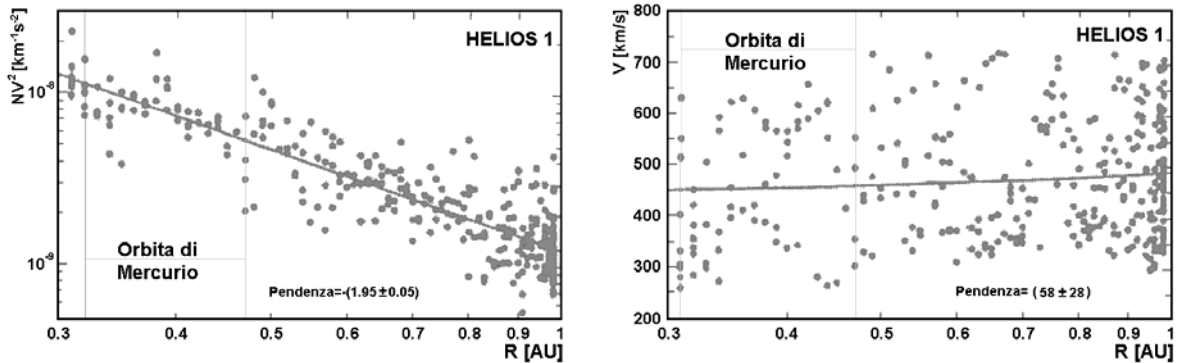
Gli atomi di sodio e potassio sono facilmente ionizzati dalla radiazione solare. A loro volta gli ioni interagiscono con i campi elettrici della magnetosfera del pianeta e possono venire espulsi nello spazio interplanetario a causa della bassa velocità di fuga di Mercurio. Si stima che gli atomi di sodio evaporino ad un tasso di  $1.3 \cdot 10^{22}$  atomi/s. Un modello della nuvola di sodio è riportata nella figura sopra.

**Ambiente orbitale**

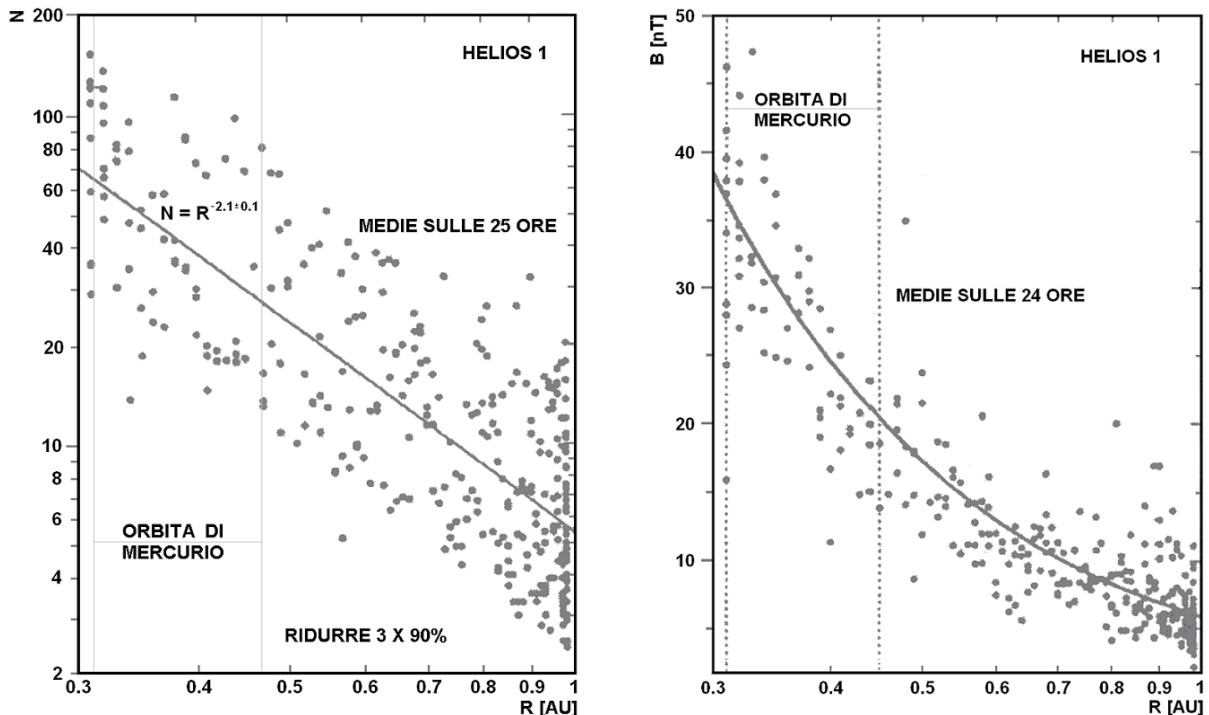
La radiazione cosmica agente in seno all'orbita della missione BCM è altrettanto importante ai fini della corretta analisi della missione e della ricerca ottimale delle soluzioni. Nella figura sotto lo spettro cosmico.



A seguire la proporzionalità tra  $NV^2$  ed il momento del flusso in funzione della distanza R dal Sole (Helios1).

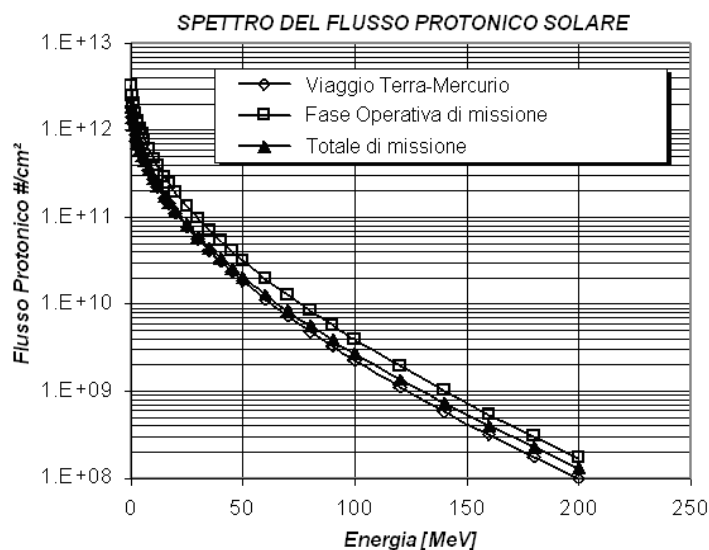


Questi diagrammi (L. F. Burlaga – *Planetary and Space Science*, 49 – 2001 – 1619-1627) sono ricondotti linearmente con il metodo dei minimi quadrati. Le concentrazioni  $N$  e le intensità del campo magnetico  $B$  sono mediate sulle 24 ore di osservazione.



## Radiazione

Lo spettro del flusso protonico dovuto al Sole, in relazione al volo interplanetario Terra-Mercurio e quello relativo alla fase operativa in orbita su Mercurio risulta riportato nella figura seguente.



Gli effetti della dose radioattiva accumulata sulle circuiterie e sui componenti elettronici sono comparabili alle missioni scientifiche operanti in orbita terrestre; tra queste evidenziamo la missione decennale XMM.

In tale missione lo stato dell'arte ha portato all'implementazione di schermi dello spessore di 4 mm di Alluminio. Inoltre nella missione XMM il degrado delle celle solari valutato anticipatamente ( BOL versus EOL ) con modelli risultati successivamente validi, non ha compromesso la missione.

I Single Event Effects (SEE) indotti dai protoni solari pongono problematiche serie proprio in ragione della operatività della missione BCM rientrante proprio nel periodo di massima attività solare.

In tal senso un dettaglio delle conseguenze risulta di primaria importanza ai fini scientifici ed ingegneristici per la missione e per i suoi dispositivi.

**Memorie Elettroniche** - Nel corso degli eventi SEE i protoni solari hanno un'energia circa 10 volte quella rilevata alle distanze terrestri di 1 AU, perciò i metodi di protezione già sperimentati, gli EDAC, per ridurre i SEU rate sono necessari. Si prevede che i SEE rate indotti dal flusso dei raggi cosmici GCR siano inferiori a quelli riscontrati ad 1 AU in ragione della presenza del vento solare.

Il massimo SEU rate è circa  $10^{-10}$  SEU/(bit day); per comparazione saliente il requisito per XMM era di  $10^{-11}$  SEU/(bit day) per le memorie elettroniche. Si sottolinea tuttavia che le interazioni protoniche solari sono predominanti nella missione mercuriana e devono essere valutate con molta attenzione. A livello ingegneristico, in relazione alla tipologia del dispositivo SSS, la scelta primaria è di campo ovvero si eviterà di ricorrere a memorie elettroniche in seno al Sub System (SS).

**Parti Elettroniche** - Le parti elettroniche lineari soffrono analogamente anche loro delle problematiche SEU e per la missione BCM sempre in ragione di 10 volte di quelle riscontrate nelle missioni ad 1 AU. Nei periodi di attività solare il SEU rate può raggiungere la quota di 1000/giorno. Gli effetti indotti dai GCR rimangono invece costanti.

**Parti Optoelettroniche** - Gli effetti dei flussi protonici sui dispositivi optoelettronici sono invece drammatici. I danni dovuti ai protoni a bassa energia pari a circa 0.05 MeV possono essere critici, ma ricorrendo a dispositivi optoelettronici qualificati spazio dotati di sistemi di schermatura già dimostratisi idonei si può qualitativamente ritenere che il problema possa essere superato.

Comunque in definitiva la strategia difensiva è quella che nessuna esposizione alla radiazione solare deve avvenire da parte dei CCD o degli APT del payload SMS. Gli effetti dei flussi protonici ad alta energia su CCD non sono ad oggi completamente chiariti; le ricerche sui sensori a tecnologia CMOS per applicazioni spaziali sono tuttora in corso (Daimler).

## STUDIO RISOLUTIVO

Gli studi volti a determinare soluzioni efficaci per contrastare gli ostili effetti delle condizioni ambientali presenti nelle vicinanze di Mercurio rappresentano i punti chiave per sviluppare i dispositivi spaziali di protezione termica, radiativa, e nanometeorica.

### *Minimizzazione degli effetti termici*

Queste attività di ricerca devono essere orientate al controllo del calore ambientale e sul come questo si possa distribuire sulle superfici del payload ed in definitiva su quelle del dispositivo stesso di protezione, minimizzando ulteriori indesiderati flussi incidenti ed al contempo determinare un trasferimento termico efficace controllando la riflessione e massimizzando le effettive capacità termiche rendendo altresì isoterme le parti interne. Una bassa assorbenza solare ed una alta emissività rendono la superficie idonea come riflettore solare. Superfici esterne conduttive termicamente ed elettricamente possono essere usate per ridurre le temperature delle superfici stesse che possono essere esposte al flusso solare diretto o indiretto.

Le superfici impiegate per il raffreddamento devono essere determinate ponendo le superfici radianti parallele alla direzione del flusso solare ovvero ponendo tali superfici in ombra. I flussi indiretti provenienti da giochi di riflessione con altre parti del bus possono essere minimizzati limitando le temperature massime di queste parti, limitando le loro aree ovvero i loro fattori di vista. Anche i radiatori dovranno presentare un basso rapporto  $\alpha/\varepsilon$ .

### *Minimizzazione degli effetti radioattivi*

Le misure per minimizzare efficacemente gli effetti delle radiazioni protoniche possono essere prese a livello di sistema (struttura), a livello di unità (*housing, electronics*) ed al livello di singole parti (componenti).

Una riduzione degli effetti indotti dalle radiazioni protoniche solari è possibile qualora la scelta dei materiali sia in relazione anche al loro basso indice legato agli effetti secondari (neutroni).

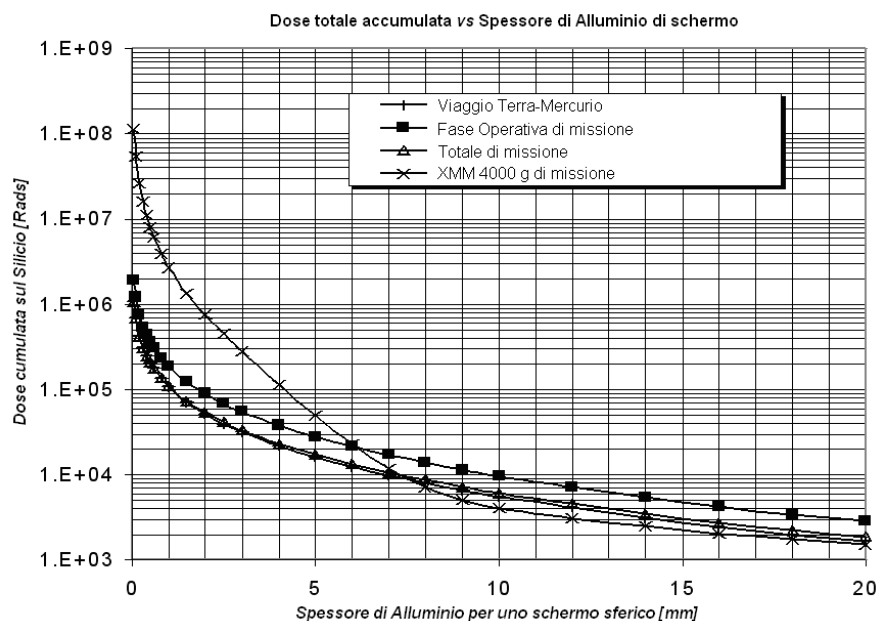
In questa ottica, i materiali con alto contenuto di carbonio (CFRP, C/SiC, B<sub>4</sub>C) sono altamente raccomandati per queste particolari applicazioni spaziali. L'attuale filosofia progettuale prevede per la tecnica ingegneristica spaziale l'adozione di CFRP con basso Z. A livello di unità, l'*housing* deve essere fatto a strati (*secondary layer shielding*) e composto da materiali con basso ed alto Z. L'elettronica invece deve ricorrere alla sperimentata e qualificata tecnica spaziale di protezione *SEU-safe*. A livello componenti la tecnica *spotshielding* può essere compiutamente usata qualora si debba valutare un impatto sul *mass-budget* in combinazione con gli aspetti di protezione dalle radiazioni (radhard) come ad esempio i *single event robust parts (SOI and SOS technology)*.

I componenti commerciali (COTS: Commercial Off The Shelf part) possono variare le caratteristiche da un lotto ad un altro ed invero anche in seno allo stesso lotto. Un maggiore margine e test maggiori sono richiesti per questa tipologia di prodotti che invero presentano costi inferiori rispetto ai componenti RAD HARD più indicati per le missioni spaziali in cui maggiori prestazioni sono richieste.

Oltre a questo aspetto un'ulteriore differenza tra COTS e RAD HARD risiede nella soglia di trasferimento lineare dell'energia (LET: Linear Energy Transfer threshold) che è maggiore per i RAD HARD rendendo il componente più protetto ai fini degli effetti SEL e SEB.

Nella tabella seguente si presentano le caratteristiche nominali per le due tipologie dei componenti.

CARATTERISTICA	COTS	RAD HARD
Total Dose	$10^3 - 10^4$ rads	$10^5 - 10^6$ rads
Dose-Rate Upset	$10^6 - 10^8$ rads (Si)/s	$> 10^9$ rads (Si)/s
Dose-rate- Induced Latchup	$10^7 - 10^9$ rads (Si)/s	$> 10^{12}$ rads (Si)/s
Neutrons	$10^{11} - 10^{13}$ n/cm <sup>2</sup>	$10^{14} - 10^{15}$ n/cm <sup>2</sup>
Single Event Upset (SEU)	$10^{-3} - 10^{-7}$ errors/bit-day	$10^{-8} - 10^{-10}$ errors/bit-day
Single Event Latchup (SEL)	$< 20$ MeV-cm <sup>2</sup> /mg (LET)	$37-80$ MeV-cm <sup>2</sup> /mg (LET)
Single Event Burnout (SEB)		



Quello che appare chiaro nello studio che qualunque soluzione meccanica che possa presentare problematiche tribologiche deve poter essere omessa. Soluzioni tipo louvers non sono applicabili a questo contesto.

#### *Integrazione*

Lo studio per la ricerca delle soluzioni ottimali inizia dall'assunzione dei requisiti che vengono richiesti.

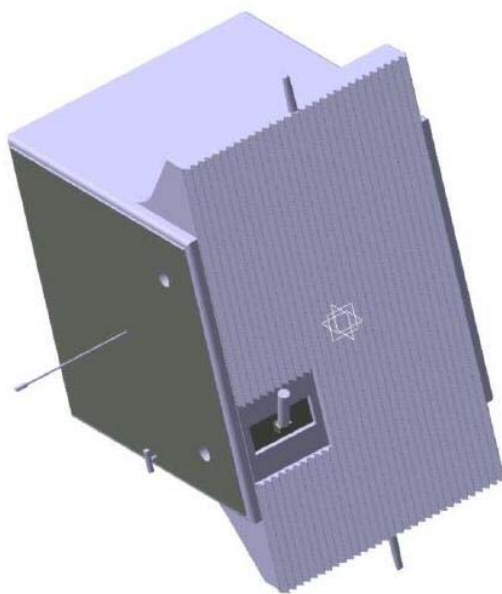
Tra questi si distinguono i requisiti dimensionali, operativi e funzionali.

Necessaria anche l'informazione sull'accomodamento del payload Simbio-sys sulla piattaforma MPO.

Lo studio condotto comunque procede verso una proposta risolutiva che necessariamente andrà riadattata in base al tipo di integrazione che verrà selezionata in seguito.

In questo contesto si assumerà che il payload Simbio-Sys sia chiaramente rivolto al Nadir e che sia esterno al bus stesso. Ne consegue che non possono essere assunti in questa sede vincoli riguardo la distribuzione delle masse e dei volumi.

Un modello del bus MPO, privato delle sue parti esterne, viene comunque realizzato ai fini dello studio dell'integrazione.



## REQUISITI DI SISTEMA

Il telescopio HRIC, il dispositivo con le maggiori dimensioni, determina per il meccanismo di protezione ottica e termica una apertura minimale con dimensionalità di almeno 130 mm;

Le altre dimensionalità massime risultano con i seguenti requisiti:

- Massa complessiva di 600-700 g, incluso il coperchio e la massa equivalente a 0.5 m di cablaggi;
- Volume max, riferito al corpo del meccanismo (escludendo il coperchio) di  $4.2 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3$ .

Il meccanismo (sensore escluso) dovrebbe poter funzionare operativamente con al massimo 5 W istantanei di picco di potenza elettrica.

Il meccanismo deve poter funzionare aderendo almeno a queste funzioni fondamentali:

- meccanismo bistabile e con funzionalità di apertura e chiusura ( non "single shot" )
- meccanismo autobloccante durante il lancio;

Da questi requisiti discendono i seguenti:

- lo schermo del dispositivo deve potersi interporre innanzi a gli strumenti quanto più rapidamente possibile per impedire che si determini il danno per diretta incidenza della radiazione solare.
- la protezione offerta dallo schermo deve essere tale da impedire che il sensori possano raggiungere in un determinato intervallo di tempo la massima temperatura di *storage*.

Altresì il dispositivo dovrà essere in grado di sopportare tutte le sollecitazioni termomeccaniche derivanti dalle varie fasi di missione con particolare attenzione alla fase di lancio.

Per la natura e lo scenario di missione sussistono vincoli sui materiali che dovranno essere in grado di presentare una densità minimale in ragione delle masse complessive ammissibili e risultare esenti da problematiche di *outgassing* e presentare un basso degrado derivante da radiazioni. Inoltre i materiali devono essere esenti da fenomenologie di sublimazione per le parti strutturali. Il coefficiente di dilatazione termica dovrà essere idoneo. Inoltre i materiali dovranno essere tali da soddisfare tutti i cicli di sollecitazione vibratoria alla rottura ed alla fatica e condizioni operative innescanti fenomeni di fragilità. Particolare attenzione deve essere riservata alla corrosione derivante dall'impatto superficiale dell'ossigeno atomico.

Le capacità di protezione dello schermo dovranno essere tali da evitare l'insorgere di profili di degrado e danni permanenti agli strumenti elettronici ovvero attenuare i flussi termici per permettere ai rivelatori di non superare le temperature limite ed attenuare la radiazione incidente sui componenti elettronici per evitare le problematiche SEUe soprattutto SEB. La velocità di intervento dello schermo dovrà essere tale da evitare quanto sopra evidenziato.

Il segmento di volo dovrà presentare un adeguato livello di autonomia in ragione delle limitate possibilità di assistenza da parte del segmento di terra.

Un adeguato modello di riferimento SW di terra risulterà operativo con la telemetria per coprire i ritardi spaziali intrinseci di missione.

La ridondanza deve permettere al sistema di operare in caso di guasto inaspettato.

I criteri di safety dovranno permettere di evitare ogni possibile problematica per SIMBIO-SYS e per tutti gli altri sistemi in generale.

In generale per un dispositivo CMOS per applicazioni spaziali le temperature massime risultano quelle riportate nella tabella seguente.

TEMPERATURE RANGE	MIN	MAX
Functioned	-40°	+85°
Operating	-40°	+105°
Storage	-40°	+125°

Oltre agli aspetti termici il sistema di protezione deve poter impedire danneggiamenti derivanti dalle radiazioni quali i SEU e soprattutto i SEB (Single Event Burnout).

Nella tabella seguente si riporta lo status del Budget di Massa (Benkoff, 2007).

<b>MPO – PAYLOAD - BUDGET DI MASSA</b>				
<b>PAYLOAD</b>	<b>DESCRIZIONE</b>	<b>MASSA ALLOCATA</b>	<b>MASSA STIMATA</b>	<b>UNITÀ</b>
		<b>KG</b>	<b>KG</b>	
<b>BELA</b>	Altimetro laser	12,0	12,5	5
<b>ISA</b>	Radio scienza + Accelerometro	5,0	5,9	2
<b>MERMAG</b>	Magnetometro	1,9	2,0	3
<b>MERTIS</b>	Spettrometro IR	2,8	2,9	1
<b>MGNS</b>	Spettrometro $\gamma$ +Neutroni	5,2	5,2	2
<b>MIXS</b>	Spettrometro X	4,6	5,5	5
<b>SIXS</b>	Monitor solare	1,4	1,5	1
<b>MORE</b>	Radio scienza Ka transponder	3,5	3,3	1
<b>PHOEBUS</b>	Spettrometro UV	4,5	4,6	1
<b>SERENA</b>	Analizzatore Particelle neutre Spettrometro ioni	4,0	5,0	5
<b>SIMBIO-SYS</b>	Camera ad Alta risoluzione; Stereocamera; Spettrometro NIR	6,4	7,2	5
<b>Totali:</b>		<b>51,3</b>	<b>55,6</b>	<b>31</b>

Nella tabella seguente si riporta lo status del Budget di Potenza (Benkoff, 2007).

<b>MPO – PAYLOAD - BUDGET DI POTENZA</b>				
<b>PAYLOAD</b>	<b>DESCRIZIONE</b>	<b>POTENZA ALLOCATA</b>	<b>POTENZA STIMATA</b>	<b>UNITÀ</b>
		<b>W</b>	<b>W</b>	
<b>BELA</b>	Altimetro laser	49,0	52,0	5
<b>ISA</b>	Radio scienza + Accelerometro	6,0	7,0	2
<b>MERMAG</b>	Magnetometro	5,0	3,0	3
<b>MERTIS</b>	Spettrometro IR	8,0	8,5	1
<b>MGNS</b>	Spettrometro $\gamma$ +Neutroni	4,0	4,0	2
<b>MIXS</b>	Spettrometro X	12,0	15,0	5
<b>SIXS</b>	Monitor solare	2,0	4,0	1
<b>MORE</b>	Radio scienza Ka transponder	15,0	16,0	1
<b>PHOEBUS</b>	Spettrometro UV	4,0	6,0	1
<b>SERENA</b>	Analizzatore Particelle neutre Spettrometro ioni	21,0	21,0	5
<b>SIMBIO-SYS</b>	Camera ad Alta risoluzione; Stereocamera; Spettrometro NIR	23,0	23,0	5
<b>Totali:</b>		<b>149</b>	<b>159,5</b>	<b>31</b>

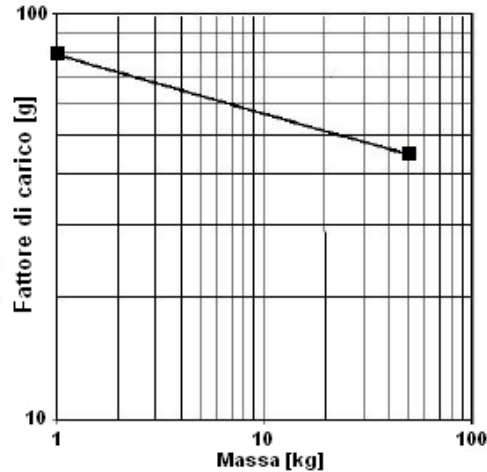
## SOLLECITAZIONI

Le sollecitazioni considerate in questo studio sono rappresentate da quelle meccaniche statiche, dinamiche e vibratorie, dalle sollecitazioni termiche a regime e transitorie, dalle sollecitazioni radiative e derivanti dalla collisione di polveri e picometeore sul dispositivo.

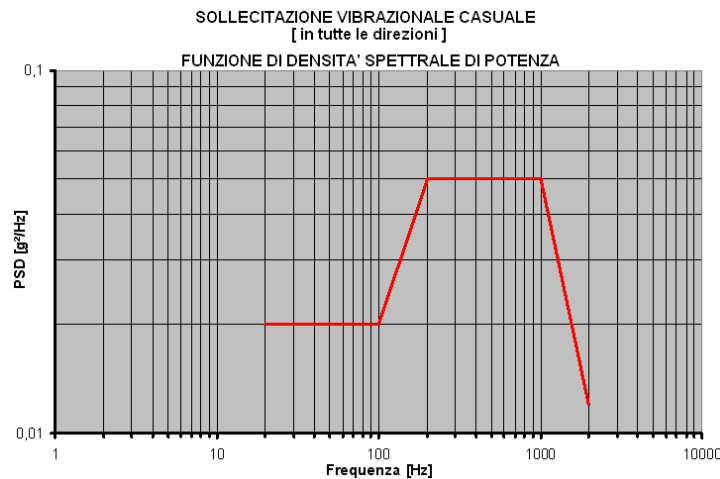
### Sollecitazione meccanica

La sollecitazione meccanica viene assunta come delatrice di criteri fondamentali per la fattibilità del dispositivo. La fase del lancio rappresenta comunemente il momento in cui le sollecitazioni sono tra le più intense e determinanti per l'integrità delle parti e dei componenti assemblati ed integrati.

Nella figura seguente si riporta un tipico diagramma relativo al fattore di carico in relazione alla massa del payload.



Le sollecitazioni vibrazionali casuali vengono riassunte nel diagramma della funzione densità spettrale in funzione della frequenza di sollecitazione.



Oltre il picco del transitorio di lancio si deve poter considerare che i sistemi potranno risultare soggetti ad accelerazioni in una gamma che viene riportata nella tabella sottostante.

Direzione	Carico Accelerativo Max	
	Positiva	Negativa
X	3	-3
Y	3	-3
Z	0	-8

Il dispositivo, nella sua configurazione, deve poter superare i test ovvero in questa fase le simulazioni virtuali.

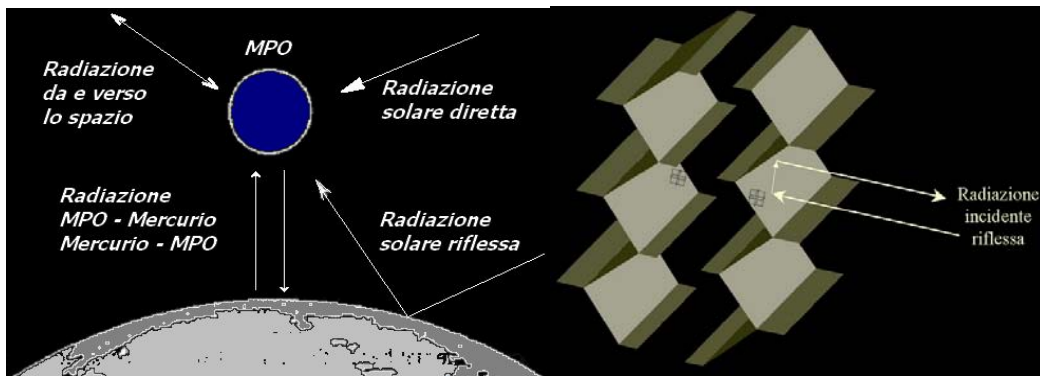


*Sollecitazione termica*

La sollecitazione termica a cui viene sottoposto il dispositivo è da considerarsi gravosa una volta raggiunto il pianeta Mercurio ed iniziato il periodo operativo. In questa fase le sollecitazioni sono massime e pertanto le sollecitazioni termiche a cui sarà sottoposto precedentemente verranno considerate come incluse nelle valutazioni del carico termico massimo.

La ciclicità delle sollecitazioni deve altresì essere considerata quale sollecitazione a fatica.

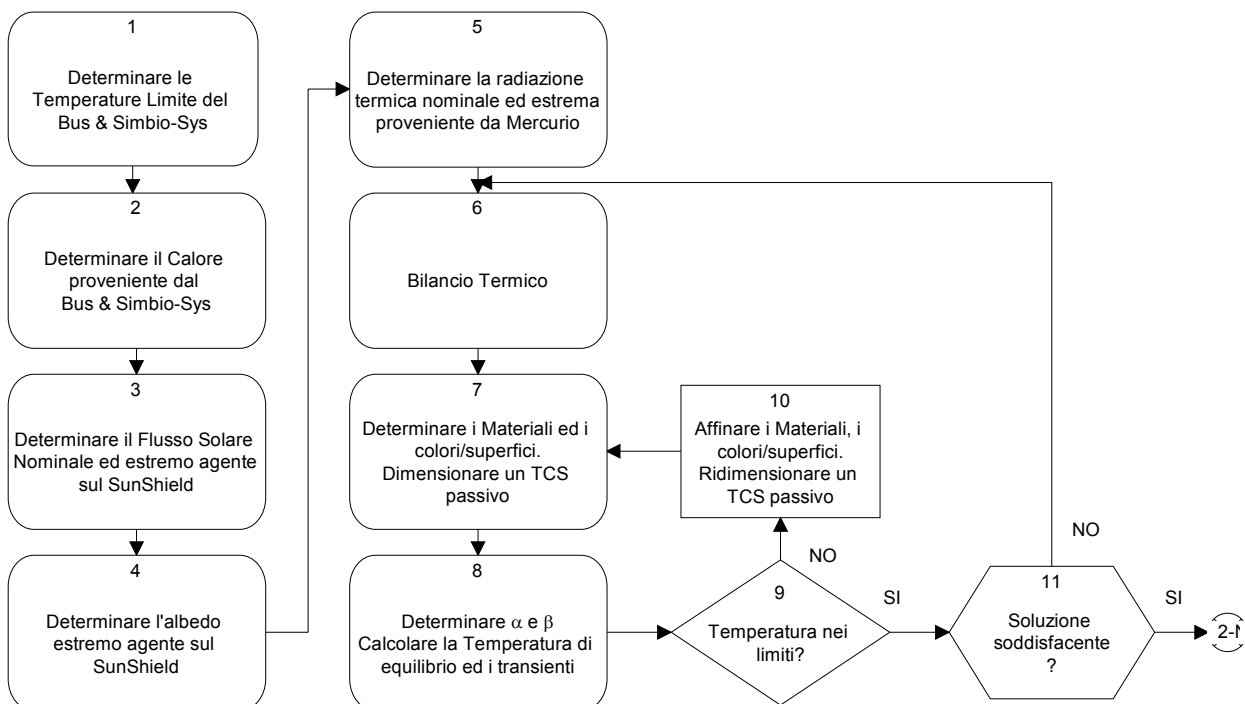
La sollecitazione nasce dalla variabile configurazione a cui MPO si trova assoggettato in relazione al suo scenario di missione. La radiazione solare diretta unitamente alla radiazione mercuriana sia riflessa che irradiata costituiscono le componenti di sollecitazione termica primarie.



La sollecitazione termica viene principalmente combattuta mediante tecniche di repulsione della radiazione incidente: riflessione e diffusione.



Le metodologie per realizzare una repulsione ottima della radiazione solare vengono analizzate con un approccio iterativo al fine di giungere ad una soluzione convergente verso il massimo tecnologico attuale.

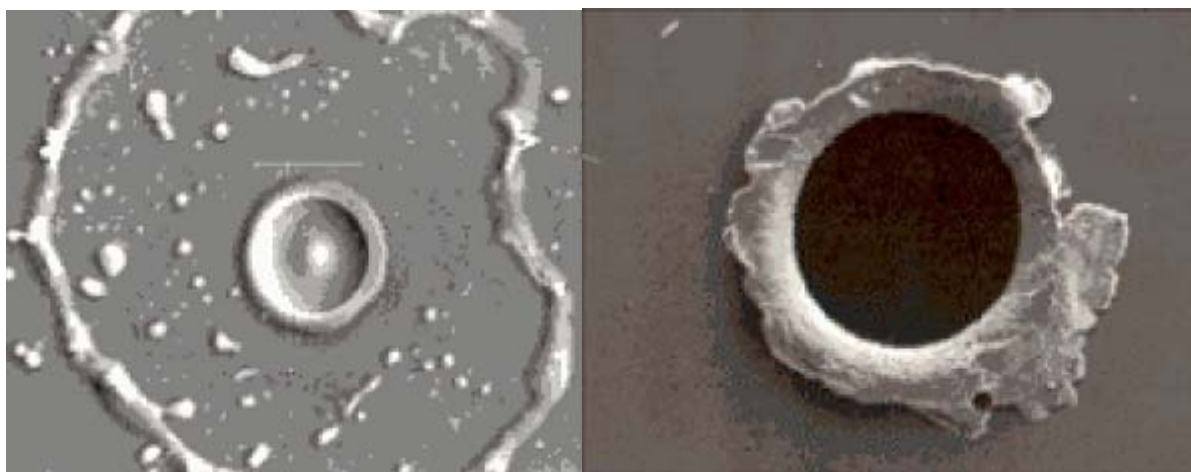


*Sollecitazione micrometeorica*

Appare del tutto evidente che le possibilità per il sistema di uscire indenne o con danni marginali da un impatto meteorico sono del tutto risibili. Invero le probabilità questo evento accada sono molto remote se valutate nel periodo di un anno di missione operativa. Tuttavia escludendo analisi dettagliate di impatto meteorico di danno per tutti i sistemi del Bus, una valutazione dell'impatto picometeorico può essere condotta. L'impatto di una particella con lo schermo lamellare ripiegato può determinare danni che si possono riassumere nella seguente tipologia:

- Non distruttivo
- Non deformante
- Deformante
- Non perforante
- Perforante
- Distruttivo

Nelle figure seguenti si riportano le conseguenze di un impatto non distruttivo e non deformante insieme ad un impatto perforante ma non distruttivo.



Appare chiaro che le possibilità di danno permanente sono molteplici e sono sede di tutta una serie di conseguenze a livello funzionale ed operativo.

*Sollecitazione Elettrostatica*

Il fenomeno di elettrizzazione è principalmente causato: dal moto nel mezzo contenente particelle cariche ( "wake charging"); dal bombardamento diretto di particelle; dall'illuminazione solare, conseguente "effetto fotoelettrico" ovvero emissione di particelle dalle superfici.

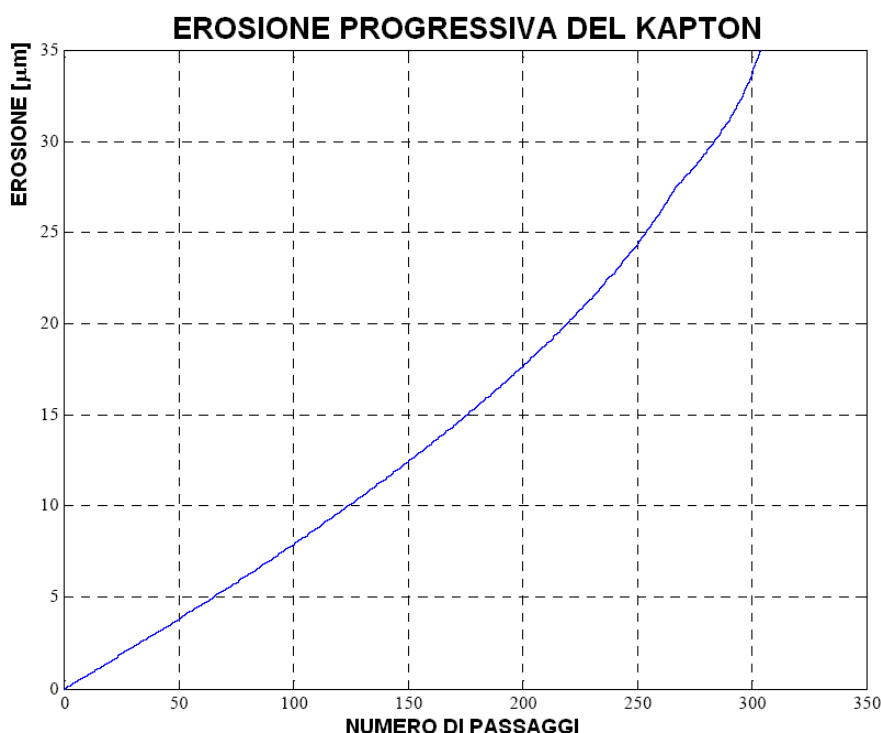
L'elettrizzazione può essere superficiale quando causata da elettroni a bassa energia che si attaccano all'elemento generando differenti livelli di carica nelle parti e conseguenti scariche.

L'elettrizzazione può essere superficiale quando causata da particelle ad alta energia che penetrano la schermatura e si raggruppano in isolanti dielettrici e conduttori come i cavi coassiali. La carica aumenta finché il punto di scarica del dielettrico non viene raggiunto. Maggiore l'energia, maggiore la profondità raggiunta. Normalmente non causa una scarica e il conseguente danneggiamento, ma deposita una carica elettrostatica che può venire scaricata da un idoneo meccanismo di scarica.

Un meccanismo passivo ed esterno può essere rappresentato dal passaggio da Sole a eclisse con il conseguente cambiamento dell'ambiente esterno che determina per dissipazione una riduzione dell'accumulo.

### Erosione da ossigeno atomico

L'ossigeno atomico per sua natura chimica risulta essere molto aggressivo per molti materiali. L'erosione ha carattere superficiale ma risulta in grado di erodere notevolmente una struttura nel tempo. Il flusso di ossigeno atomico per  $\text{cm}^2$  in relazione allo scenario di missione non è in questo studio determinato ottimamente ma invero solo stimato. Le stime non possono che iniziare dai dati pertinenti un consumo per orbite terrestri e con passaggi di perigeo molto aerodinamici. In questi casi si è potuto rilevare che le erosioni superficiali risultano essere per il Kapton di  $2.8 \mu\text{m}$  per ogni  $1024 \text{ atomi/m}^2$ , avendo rilevato mediamente un flusso di  $1.16 \cdot 10^{25} \text{ atomi/m}^2$ . Nella figura seguente si riporta una tipica simulazione di erosione di uno strato di Kapton in relazione ai dati qui riportati in funzione del numero di passaggi al perigeo.



### Sollecitazione magnetica

Il campo magnetico terrestre presenta una intensità che varia da  $30 \mu\text{T}$  all'equatore a  $70 \mu\text{T}$  ai poli. Il campo magnetico di Mercurio risulta essere circa  $220 \text{ nT}$  alla superficie. Il Sole presenta un campo magnetico alla superficie di  $1 \text{ mT}$  ed un campo molto più intenso al suo interno ritenuto essere di circa  $1 \text{ T}$ . Il campo magnetico che permea la nostra galassia è di circa  $0.3 \text{ nT}$  (P.L. Bernacca *et al.*, 2005).

Per quanto sopra appare evidente che l'interazione ambientale con materiali magnetici e con dispositivi di attuazione magnetici risulta trascurabile ad ogni e per ogni effetto.

### Sollecitazioni alle radiazioni

La capacità di uno schermo di ridurre la radiazione incidente sui componenti elettronici posti dietro di esso assume molta importanza per il suo dimensionamento. La sensibilità di un componente elettronico agli *event* viene espressa in relazione alla superficie del semiconduttore direttamente esposta alla radiazione incidente, che viene valutata normalmente con un modello di prima specie ove il numero di errori registrati per il componente, dipende direttamente dal tempo di esposizione, e dalla dose per  $\text{cm}^2$  e per unità di tempo, così come dall'angolo di impatto della radiazione rispetto alla normale alla superficie.

È stato dimostrato che l'ambiente spaziale, naturale ed indotto, produce danneggiamenti di tipo meccanico, termico ed ottico alle superfici esposte e alle strumentazioni che ne degradando le performance, tanto da compromettere la riuscita della missione.

Focalizzato la problematica al silicio, ovvero in particolare al comportamento dei sensori APS, considerati come composti da singole celle (*pixel*) sottoposti all'ambiente radiativo, uno dei fattori più critici dello *space environment*, descrivendo gli effetti sulle celle stesse delle diverse particelle presenti (elettroni e protoni) a vari livelli energetici, utilizzando delle fluenze equivalenti, che generano un danneggiamento equivalente a quello realmente prodotto durante l'esposizione *in situ*.

L'uso di queste grandezze equivalenti (esprese in termini di elettroni ad 1MeV e di protoni ad 10 MeV) aiuta a riprodurre più facilmente in ambiente virtuale ed anche in laboratorio, durante i test a terra, le condizioni operative di missione.

Il problema primario, in fase di progettazione di dispositivi spaziali destinati a lunga vita operativa, consiste nella previsione dei meccanismi e delle modalità d'interazione tra la struttura e l'ambiente operativo nel quale queste sono destinate ad operare: il conseguente danneggiamento prodotto influenza le proprietà meccaniche, termiche ed ottiche. Perciò è indispensabile nei parametri di progetto della missione considerare questa degradazione progressiva causata dai vari fattori ambientali, in quanto la stabilità dei materiali, intesa come compatibilità all'ambiente operativo, rappresenta un limite tecnologico per il raggiungimento degli scopi di missione. L'esigenza poi per i nuovi payload scientifici di nuova generazione di una vita operativa più lunga nasce dalla necessità di garantire che la missione vada a buon fine.

I dispositivi spaziali sono sottoposti al continuo bombardamento della radiazione e del meteorico nelle varie scale, perdono la loro efficienza e risentono di gravosi cicli termici causati dalle variazioni delle temperature orbitali con associate deformazioni e stress termici non trascurabili.

Un dispositivo spaziale per quanto più piccolo e più rigido, è chiaramente meno suscettibile al danneggiamento da parte dell'ambiente.

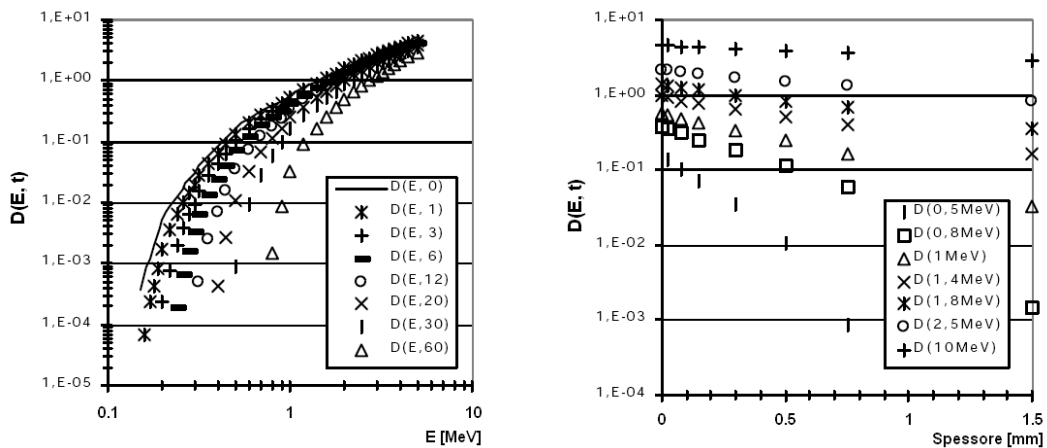
La progettazione e la realizzazione di un simulatore virtuale dell'ambiente spaziale, mediante il quale si possano riprodurre e caratterizzare gli effetti all'ambiente operativo mercuriano è quindi fondamentale.

La più probabile riproducibilità dei singoli fattori dello *space environment* consentirà all'apparato sperimentale di indagare non solo gli effetti delle singole componenti, ma anche il complesso delle interazioni sinergiche presenti (cicli termici, raggi UV, radiazioni, ossigeno atomico e plasma).

In particolare, occorre caratterizzare il particolare profilo di missione nel quale opera il dispositivo, ed anche l'ambiente con particolare riguardo a quello radiativo (elettroni e protoni "intrappolati" dal campo magnetico mercuriano e protoni solari), determinando la fluenza di queste particelle a vari livelli energetici.

Si ritiene utile ingegneristicamente valutare il comportamento delle celle al silicio sottoposte a queste radiazioni, introducendo alcune grandezze equivalenti, utili a rappresentare ed a riprodurre le varie condizioni operative in funzione dei parametri caratteristici dei dispositivi, quali la potenza, la tensione e la corrente. Infatti, è ragionevole assumere che il danneggiamento prodotto da questi elettroni e protoni è riferibile ad una fluenza equivalente (ad 1 MeV per flussi elettronici e a 10 MeV per flussi protonici): le varie componenti della radiazione presente saranno rappresentabili da questa grandezza, senza una determinazione laboriosa della degradazione delle costanti per ogni valore dello spettro energetico e delle particella. Questi valori energetici scelti rappresentano sia una componente significativa sia comune della radiazione spaziale. Questa fluenza equivalente produrrà lo stesso danneggiamento di quello prodotto da una considerata radiazione dello spazio poiché il coefficiente del danneggiamento relativo  $D$  risulta definito correttamente. Quando la fluenza equivalente è determinata per un dato ambiente spaziale, la degradazione dei parametri d'uscita può essere valutata in laboratorio, virtuale e reale, irradiando la cella solare con un livello di fluenza calcolato con un flusso unidirezionale incidente normalmente.

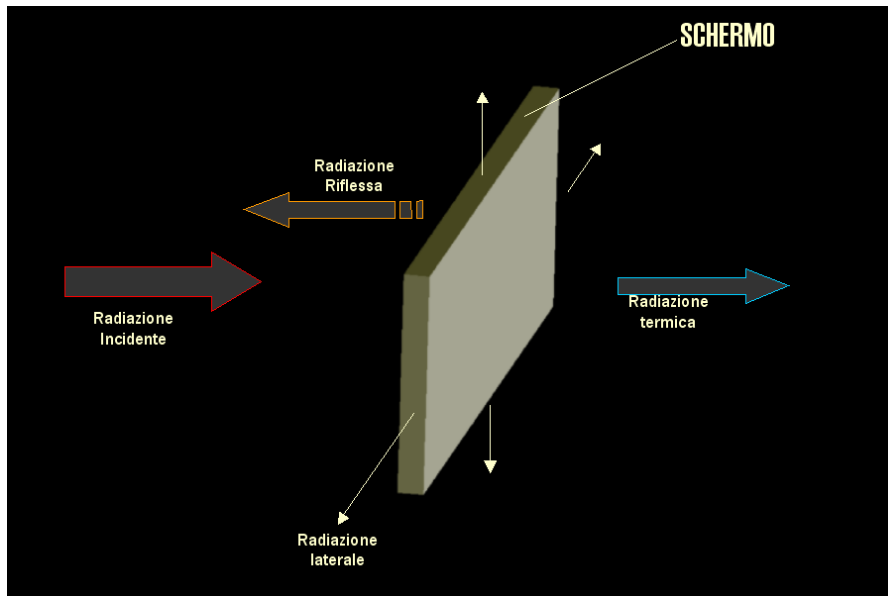
COEFFICIENTE DI DANNEGGIAMENTO RELATIVO PER RADIAZIONI SPAZIALI ELETTRONICHE SU DISPOSITIVI AL SILICIO



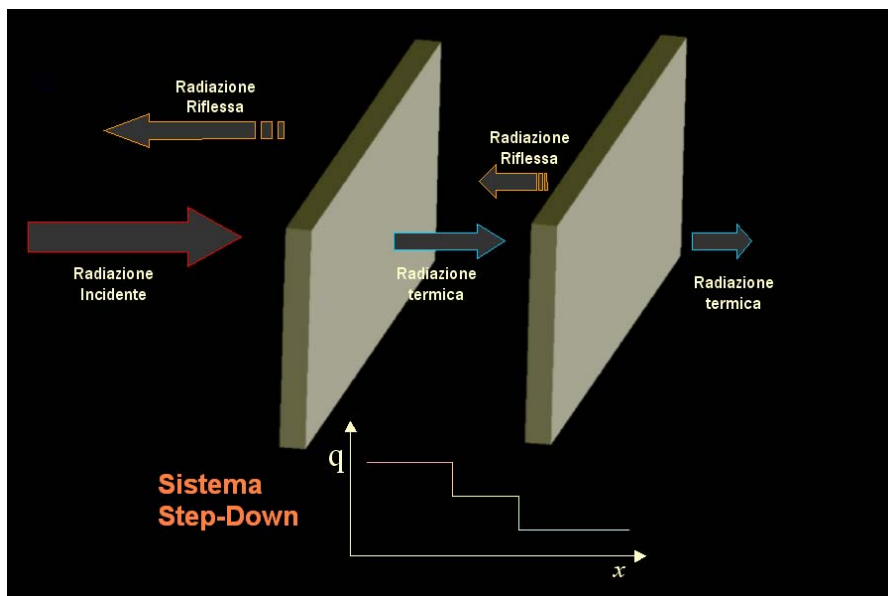
Infine giunti alla metrica del danneggiamento, il dimensionamento dello schermo risulterà agevole e conseguentemente immediato per quanto riguarda la tipologia e gli spessori necessari allo scopo.

## CONCEZIONE DI SISTEMA

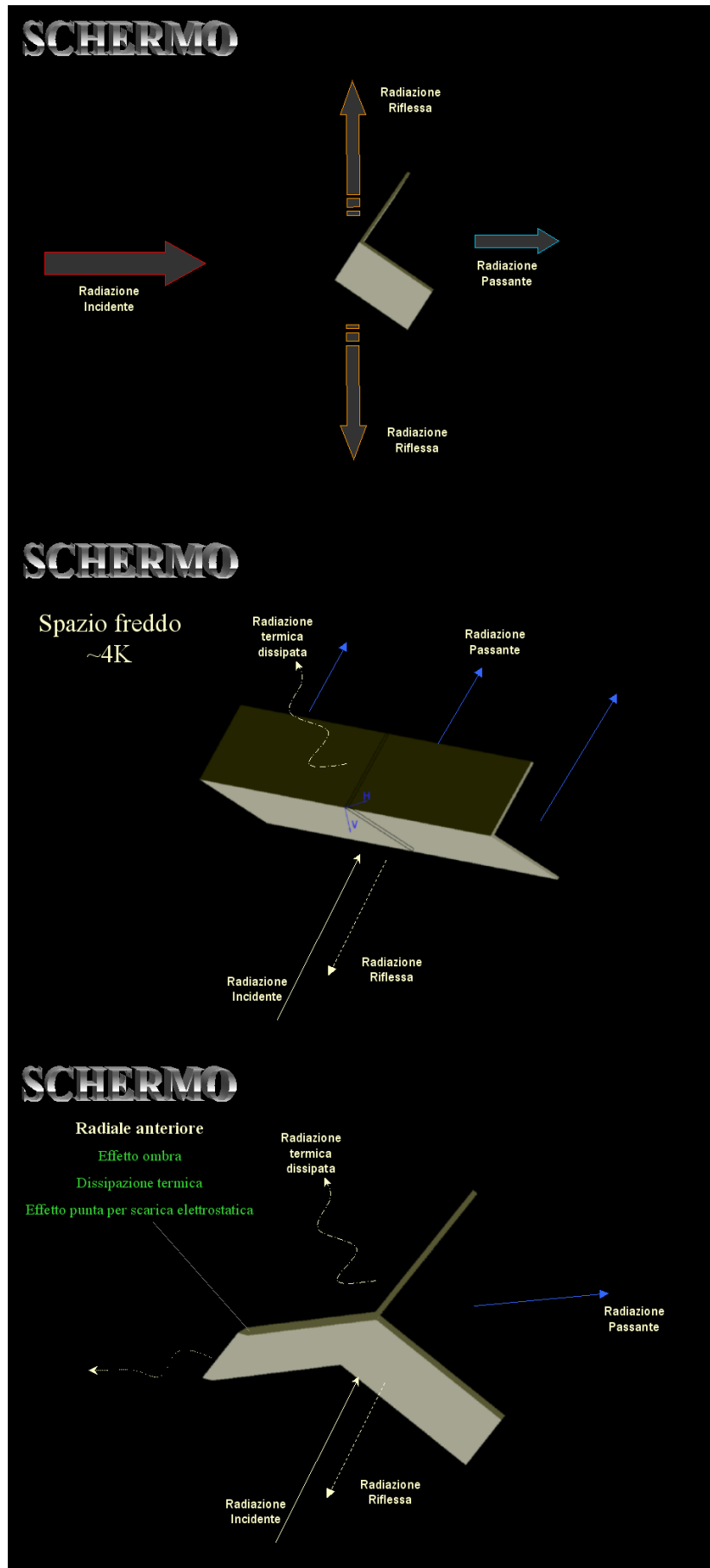
La concezione di un sistema schermante per gli effetti termici, ottici e radiativi non può che considerare di interporre un elemento materiale lungo il cammino del flusso incidente. Uno schermo piano di determinato spessore risulta in grado di riflettere una parte della radiazione incidente ma una parte riesce comunque a passare sotto forma di radiazione infrarossa. Una minima parte di radiazione viene dispersa lateralmente, ma nel caso di schermi sottili questa radiazione risulterà inconsistente e quindi trascurabile ad ogni effetto.



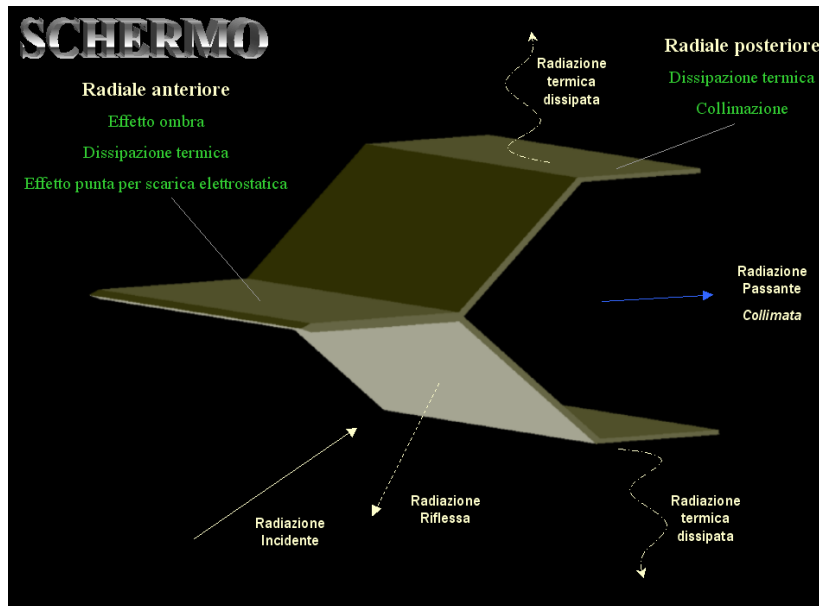
Interponendo una seconda schermatura si ottiene un sistema di tipo step-down in grado di ridurre la radiazione passante ulteriormente, infatti una parte della radiazione infrarossa viene diretta lateralmente in virtù della riflessione isotropa di diffusione.



Utilmente la concezione di ripiegare lo schermo, di conseguenza sottile, permette in analogia fluida di scomporre la radiazione incidente in due radiazioni riflesse, oltre quella infrarossa passante. Tale sistema opera utilmente anche nel caso di radiazione incidente con un certo angolo per giungere sino al caso in cui si determina che è parallela ad uno dei ripiani, ponendo questo in ombra e portandolo in piena dissipazione nello spazio freddo a 4 K circa. L'inserimento di radiali migliora la struttura in ogni aspetto operativo.

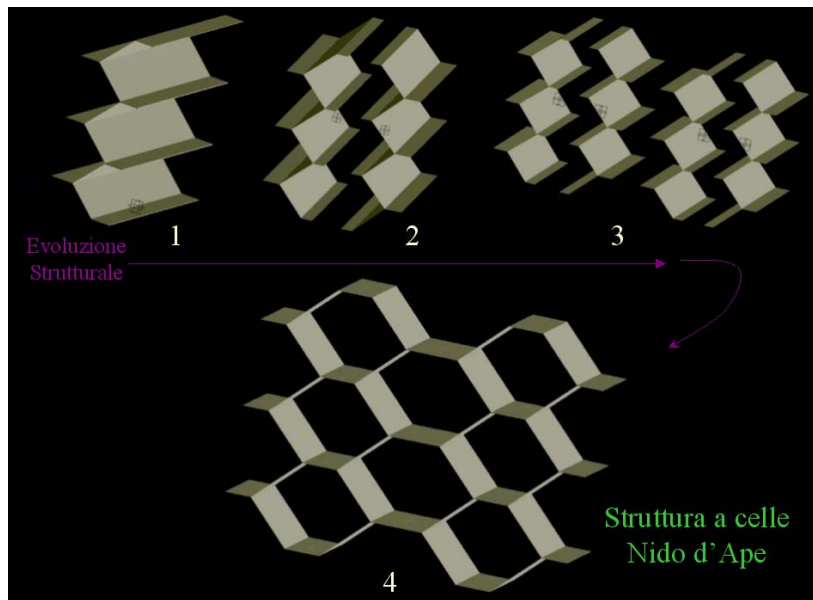


Ponendo ulteriori radiali nel lato posteriore si migliora la struttura che risulta in grado di collimare la stessa radiazione infrarossa uscente e permette altresì di aumentare la superficie radiante complessiva verso lo spazio freddo. Il radiale anteriore oltre all'effetto ombra, permette anche la dissipazione delle cariche elettriche che si accumulano per ionizzazione dello schermo metallico.



L'evoluzione successiva consiste nell'affiancare due strutture ripiegate e dotate di radiali e successivamente raddoppiare il sistema così ottenuto. Ne risulta così una struttura a nido d'ape in grado di operare una efficiente schermatura agli effetti dello spettro ottico e termico.

Inoltre lo spessore di metallo a molteplicità sullo spessore del singolo schermo permette di porre per contrasto alla radiazione una massa sufficiente per attenuarle sufficientemente.

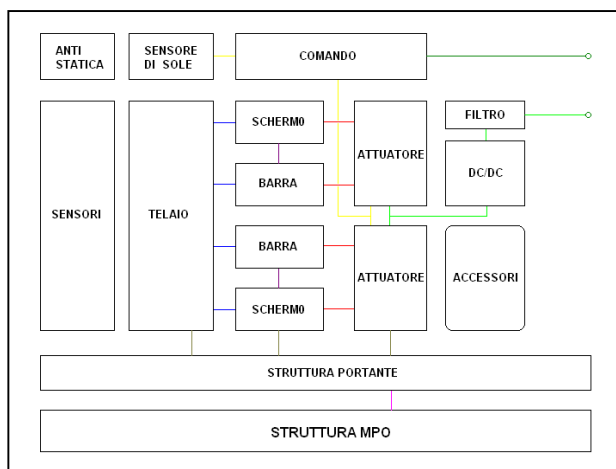


La struttura chiaramente tubolare ne determina anche una buona rigidità strutturale alla torsione e flessione laterale lasciando inalterata la caratteristica che gli permette di essere ripiegato e quindi occupare un ridottissimo volume e di essere notevolmente leggero.

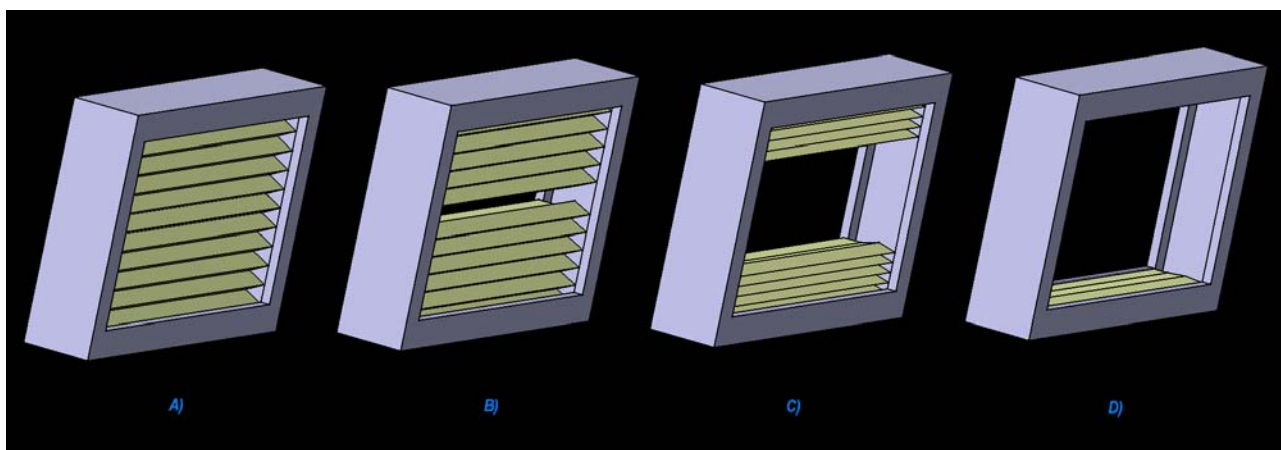
## DESCRIZIONE DEL SISTEMA

Il sistema proposto viene denominato SUNSHIELD. Esso risulta composto dalle seguenti parti fondamentali e da parti/componenti accessori:

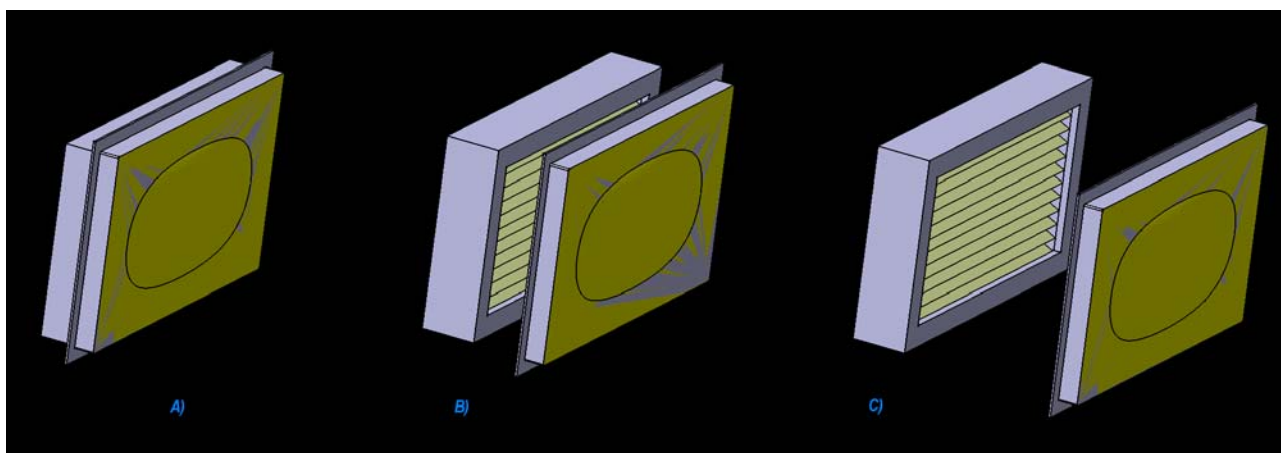
- 2 Schermi ripiegabili
- 1 Telaio
- 1 Struttura portante
- 2 Barre trascinatrici
- 4 Attuatori elettromagnetici
- 2 Sensore solare
- 1 Elettronica di comando
- Cavi elettrici
- Sistema di fissaggio
- Schermo ausiliario



Nella sequenza sottostante si riporta il sistema concettuale formato dai due schermi e dal telaio.



Uno schermo ausiliario da espellere in fase operativa di protezione viene previsto da subito ma sicuramente non adottabile per motivi di *budget* di massa e di potenza.



Il sistema si presenta dinamicamente come bilanciato in quanto le forze si sviluppano per coppie a risultanti nulle.



La struttura portante dello schermo risulta in questa fase determinata ricorrendo ad una lega leggera di alluminio. Per aumentare le prestazioni meccaniche le lamine verranno sottoposte a trattamenti superficiali di deposizione a vuoto di carburo di tungsteno nel retro ottico mentre la prima sezione dello schermo investita direttamente dalla radiazione solare dovrà essere trattata con uno strato nanometrico di biossido di titanio per evitare problematiche insorgenti in caso di deposizione di polveri. Con questo trattamento infatti si lasciano inalterate le proprietà ottiche evitando al contempo che alle lamine possano aderire le polveri spaziali ponendo a rischio la funzione di apertura dello schermo.

Eventuali superfici soggette ad attrito per strisciamento potranno essere ricoperte con uno strato sottile locale di solfuro di molibdeno, un ossido che permette di affrontare ottimamente problematiche tribologiche spaziali. Il trattamento verrà quindi eseguito alle estremità degli schermi che saranno interagenti con il telaio.

Gli schermi a lamine ripiegate per problematiche termiche dilatatorie differenziate rispetto allo schermo risulteranno fissate a pattino. Infatti in relazione alla forte escursione termica occorre considerare le elongazioni assolute e relative tra le parti.

Le sezioni dello schermo verranno unite tra loro ricorrendo ad un nastro di un tecnopolimero, quale un teflon trattato alla grafite per permettere l'isolamento termico ed elettrico tra sezione e sezione.

Nel retro dello schermo deve comunque essere previsto un controllo termico del dispositivo meccanico del payload che deve essere in grado di assicurare, durante le fasi operative, una stabilità termica compresa nel *range*  $-40^{\circ} +120^{\circ} \pm 5^{\circ}\text{C}$ , così da limitare non solo le deformazioni e gli spostamenti relativi dei supporti inseriti all'interno, ma anche il suo possibile danneggiamento per prolungata esposizione alla radiazione solare; si tratta infatti di delicata strumentazione ottica.

Il fenomeno indesiderato che di gran lunga predomina sul controllo termico dei sistemi ottici deriva dalla larga apertura della sezione frontale del *baffle* esterno. Una superficie ampia viene infatti indesideratamente diretta, al variare dell'assetto dello *spacecraft*, verso lo spazio freddo o verso il Sole con un angolo di incidenza variabile e ad una distanza dal Sole mercuriana. Il *baffle* esterno diventa perciò sede di un flusso termico che alternativamente esce dal banco ottico quando la camera viene rivolta verso lo Spazio freddo ed entra nel banco quando la camera viene illuminata dal Sole. Per ridurre il flusso termico conduttivo scambiato attraverso il *baffle* si è ritenuto utile interporre uno schermo ausiliario mediante una struttura automatica eliminando in questo modo ogni sollecitazione termica sulla struttura del *baffle* esterno e quella del *baffle* interno ed in definitiva sul sensore APT *imager*.

Tra i requisiti richiesti al materiale, o meglio alla struttura wafer, con il quale realizzare il dispositivo esterno di protezione sono da annoverare una bassa conduttività termica, un elevato modulo di elasticità e una bassa densità. Una attenta analisi termica per valutare i flussi termici scambiati e le temperature assunte dal sistema esterno appare fondamentale per il raggiungimento di questi obiettivi.

Il confronto di soluzioni diverse considerando il dispositivo realizzato in lega di alluminio o titanio Ti6Al4V ovvero in composito GFRP appare in prima analisi come fruttuoso per incontrare i requisiti complessivi che il dispositivo deve possedere. Le proprietà termo-ottiche delle superfici possono essere variate adottando rivestimenti o vernici particolari. L'assorbività solare delle superfici interne dovrà essere mantenuta a valori molto alti ( $>0.95$ ) per favorire la soppressione della *stray-light*, mentre l'emissività potrà essere selezionata all'interno del *range* 0.1-0.95. Questo porta a ritenere utile la sovrapposizione di uno strato grafite alle lamine interne per portarle alla condizione di corpo almeno grigio.

Una ulteriore soluzione potrebbe essere ottenuta utilizzando un composito in GFRP rivestito internamente mediante un *coating* con emissività pari a 0,9. Questa configurazione consente di limitare i flussi termici scambiati a pochi Watt quando lo schermo viene illuminato dal Sole ed ad altrettanto pochi Watt quando invece lo schermo si trova eventualmente in ombra. La temperatura della sezione anteriore dello schermo, sempre in una determinata configurazione, varia invece tra i  $+130^{\circ}\text{C}$  (riflessione) e i  $-100^{\circ}\text{C}$ , valori compatibili con le temperature di esercizio di un laminato in composito a matrice epossidica.

Schermi a fibre e/o tessuti potrebbero altresì essere considerati ma la proprietà di alta conduttività elettrica deve poter essere sempre garantita per evitare la formazione di scariche elettrostatiche.

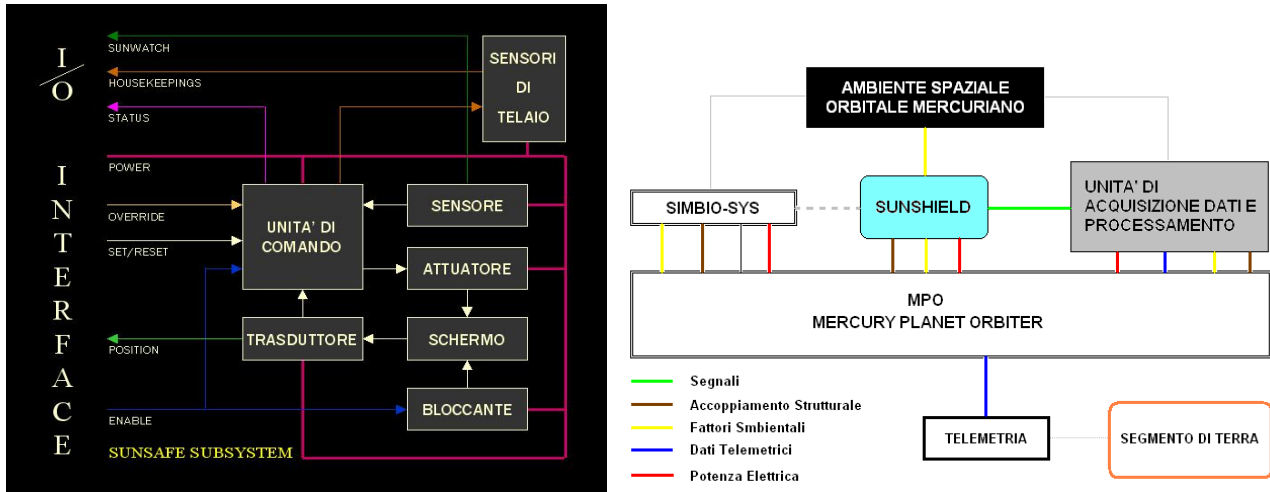
## ARCHITETTURA DI COMANDO

In primo approccio varrebbe la pena definire ed analizzare una architettura di comando che sia esaustiva delle funzionalità e ridondanze compatibili con il profilo di missione.

Il segmento di terra dovrebbe poter operare con una piattaforma di simulazione che partendo dai dati telemetrici affetti da ritardo spaziale, sarebbe in grado di fornire una sorveglianza di status virtuale.

In realtà la necessità di rispettare i bilanci di massa e potenza determinerà un sacrificio di quanto invero utile per la missione stessa.

Una architettura completa per la gestione del dispositivo SunShield risulta nella figura seguente.



L'architettura deve poter essere pilotabile attraverso i seguenti dati:

- Un dato di abilitazione del dispositivo (*enable*);
- Un dato di comando per chiudere ed aprire lo schermo (*set/reset*);
- Un dato che permette di azionare il sistema il più direttamente possibile (*override*).

L'architettura prevede di poter monitorare il dispositivo fornendo informazioni riguardo la

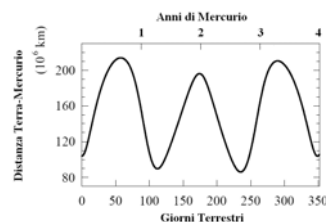
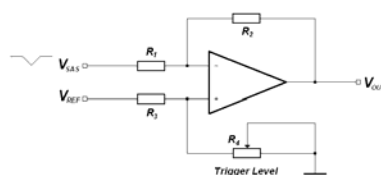
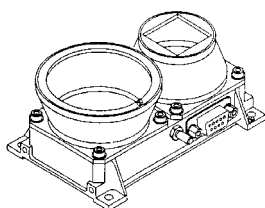
- posizione degli elementi di schermo traslanti (*position*);
- status dell'elettronica di comando (*status*);
- informazioni riguardo le condizioni del telaio (*housekeeping*);
- il dato del sensore solare (*sunwatch*).

L'architettura prevede una linea di alimentazione affiancata da una linea ausiliaria (*power*).

L'insieme dei dati viene processato ed inviato secondo MIL-STD1553B all'interfaccia telemetrica per il *downlink* e per l'*uplink* con il segmento di Terra ove un terminale elabora i dati di status fornendo una predizione a compensazione del ritardo temporale dovuto alle distanze interplanetarie tra Terra e Mercurio.

Durante le fasi di lancio e di volo interplanetario il sistema resta quiescente (*sleep mode*); a seguito dell'entrata in operatività di missione per iniezione orbitale di MPO il dispositivo entra in chiusura sbloccandosi (*standby*). A seguito dell'entrata in operatività di SIMBIO-SYS il SUNSHIELD scatta in apertura restando quindi in attesa del segnale di comando (trigger) per la chiusura rapida.

Il comando giunge automaticamente da uno specifico sensore di Sole o dal computer di bordo ovvero per comando diretto (*override*) da Terra.



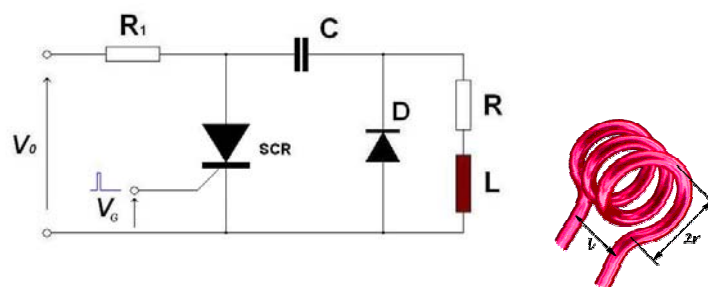
## DRIVER

La necessità di poter azionare il dispositivo di protezione ricorrendo ad una potenza disponibile ridotta richiede di studiare una soluzione che possa fornire le prestazioni richieste con le funzionalità richieste.

Lo studio ha condotto all'adozione di un sistema di comando e di attuazione ad impulso. L'impulso verrà generato elettromagneticamente in quanto l'utilizzo di altre tecniche non risultano compatibili con la necessità di fornire soluzioni efficaci ed aderenti ai requisiti.

La generazione del campo magnetico attuatore avverrà quindi mediante bobine azionate da un impulso di corrente idoneo e di elevato valore per permettere all'attuatore di generare le forze traenti necessarie.

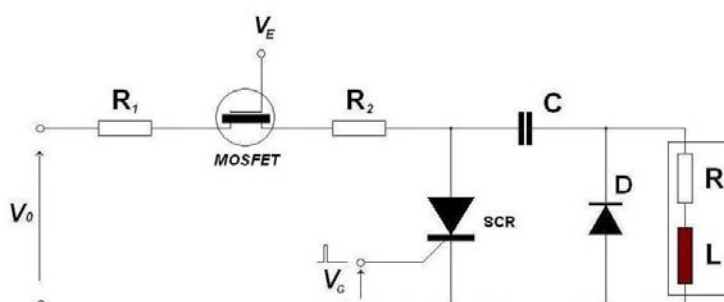
La tecnica per realizzare il forte impulso di corrente compatibilmente con il requisito di basso assorbimento risulta possibile mediante la seguente disposizione circuitale riportata nella figura sottostante.



Il circuito permette la carica del condensatore  $C$  in un tempo sufficientemente lungo da permettere alla bobina di generare campi magnetici irrilevanti ai fini dinamici del dispositivo, permettendo al sistema di assorbire dal bus una potenza estremamente ridotta e non necessariamente continua.

Una volta caricato il condensatore il circuito non richiederà più energia e rimarrà in attesa in quiete energetica. Sulla necessità dell'intervento dello schermo, verrà generato un impulso di trigger che permetterà al diodo controllato (SCR) di condurre e quindi scaricare l'energia del condensatore sulla bobina  $L$  dell'attuatore. La scarica capacitiva per sua natura risulterà molto rapida in virtù della bassa resistenza  $R$  presente nel circuito. Il diodo  $D$  permetterà poi di richiudere le controcorrenti ed evitare la formazione di un controimpulso. Al ridursi a zero della corrente di scarica, il diodo controllato interromperà la sua conduzione, ripristinando il circuito per una successiva ricarica.

La semplicità del circuito permetterà di offrire un dispositivo estremamente affidabile ed altamente controllabile.



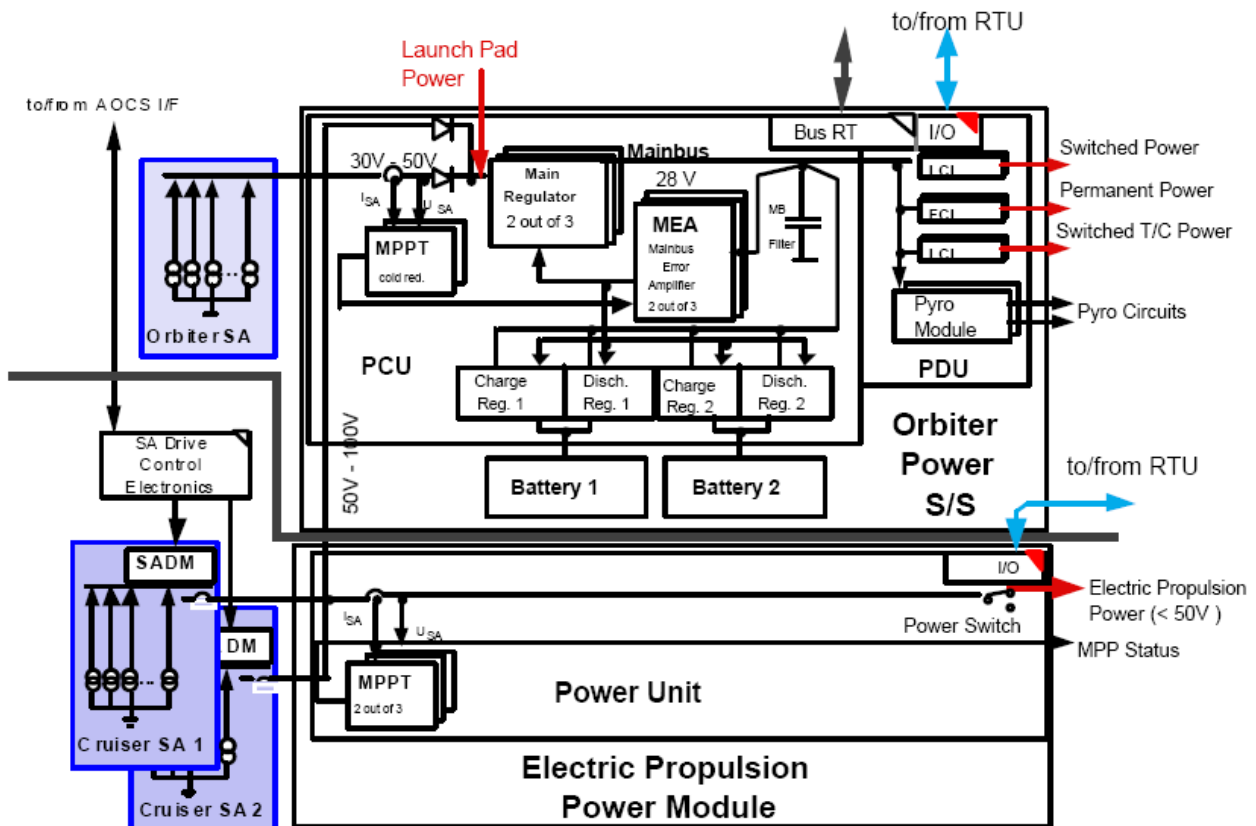
Per avere la più alta generazione di forze occorre alimentare il circuito con una tensione di almeno 500 Vcc. Un circuito di conversione DC/DC elevatore di tensione dovrà pertanto essere interposto tra il sistema elettrico di MPO che renderà disponibile una tensione di 28Vcc non stabilizzata ed il circuito di driver.

Un MOSFET di potenza permetterà di isolare il circuito (Enable) per evitare ogni possibile consumo energetico in caso di avaria del dispositivo elettronico di comando.

Ogni bobina verrà alimentata da un suo specifico circuito di comando e quindi da un singolo impulso di attuazione (Trigger). La gestione d'insieme degli impulsi di comando permette di affrontare varie problematiche che possono insorgere in fase operativa per portare comunque a conclusione le manovre di apertura e di chiusura. Inoltre in questo modo sono possibili azioni differenziate per poter eventualmente sbloccare le componenti schermo da ogni possibile configurazione di inceppamento.

La configurazione del sistema elettrico della piattaforma spaziale di MPO (EPS) risulta riportata nella schematizzazione della figura seguente.

### Electrical Power Subsystem baseline.



Il circuito di interfaccia tra il sistema elettrico della piattaforma spaziale MPO ed i circuiti di comando degli attuatori (Drivers) risulta schematizzato nel digramma seguente.



Il sistema risulta composto da una linea di alimentazione primaria e da una linea secondaria ridondante. Entrambe sono alimentate direttamente dall'EPS del bus MPO con una tensione non stabilizzata (*unregulated*) a 28Vcc. La primaria al circuito primario e la ridondante al circuito secondario.

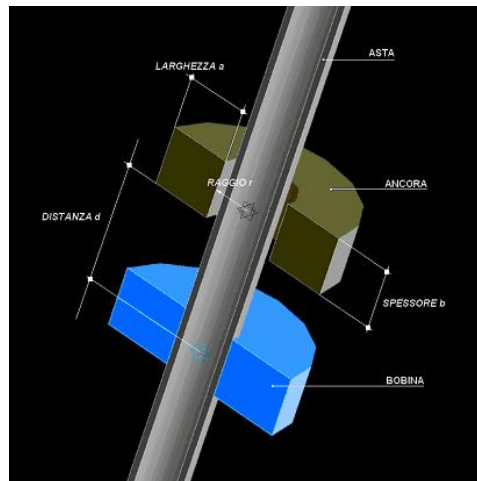
Per quanto riguarda i filtri questi risultano composti ognuno da due celle in serie di filtri a pi-greco per attenuare le frequenze principali di ritorno del sistema a valle. I circuiti di conversione DC/DC risultano in effetti composti da uno stadio elevatore di tipo *buck converter* seguito da un circuito di raddrizzamento a doppia semionda e da un circuito di filtraggio.

## BOBINE

Lo studio dimensionale delle bobine attuatrici risulterà fondamentale e per questo una specifica attività di ricerca è stata portata a termine.

La caratteristica fondamentale del sistema magnetico è che l'attrazione magnetica viene condotta non sfruttando il campo magnetico interno alla bobina ma ricorrendo a quello esterno.

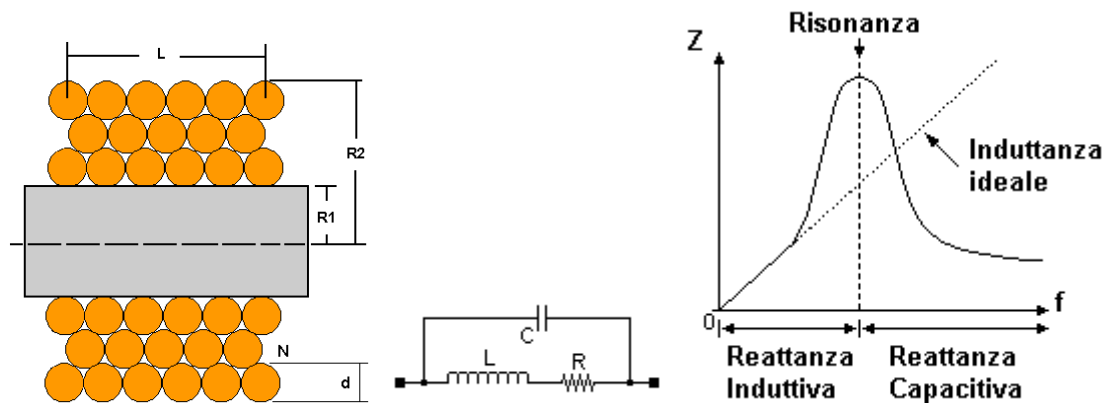
Questa caratteristica deriva dalla necessità di poter disporre di una struttura compatibile con il disegno complessivo del dispositivo e poter fronteggiare le forti dilatazioni presenti in operatività. Il sistema è così svincolato completamente da ogni sorta di connessione ed interazione evitando ogni problema tribologico e di blocco delle parti.



Le problematiche affrontate sono quelle peculiari e pertinenti alle bobine elettromagnetiche reali.

Infatti una bobina reale presenta non solo una sua resistenza intrinseca di serie, ma anche una capacità distribuita parassita conseguente all'affiancamento delle varie spire tra loro. Inoltre ulteriori capacità parassite si presentano in fase di assemblaggio in ragione della vicinanza di superfici metalliche.

Nella figura seguente si riporta il circuito equivalente con a fianco la tipica frequenza di risonanza propria di una bobina.



Poiché il massimo comportamento induttivo, che permette alla bobina di generare il più efficiente campo magnetico, si presenta nella prima parte della funzione reattanza-frequenza, occorre evitare di generare frequenze che siano prossime a quelle di risonanza propria della bobina.

Questa prima considerazione deve continuare ad essere tenuta presente in relazione alla scelta della configurazione dell'avvolgimento stesso della bobina determinato dai suoi parametri di lunghezza  $L$  di diametro interno  $R1$  ed esterno  $R2$ , del diametro del filo  $d$  e del numero di spire  $N$ .

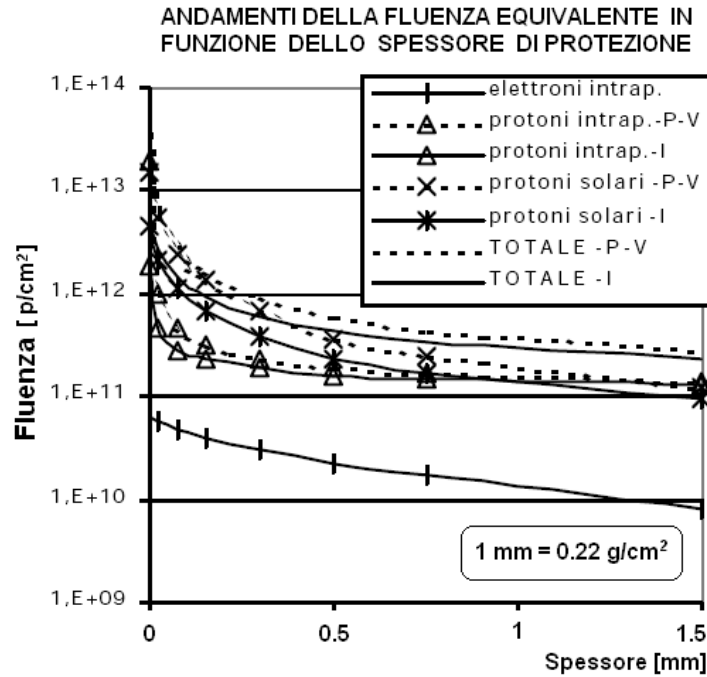
La configurazione determina infine la resistenza intrinseca della bobina e quindi in definitiva la corrente massima che potrà sopportare per evitare di giungere alla fusione, con permanente danno totale.

## SIMULAZIONI VIRTUALI

Le simulazioni condotte nell'ambito della ricerca convergono verso quelle: radioattive, termomeccaniche, Elettromagnetiche ed elettroniche che nel proseguo vengono analizzate nel dettaglio.

### Simulazioni Radioattive

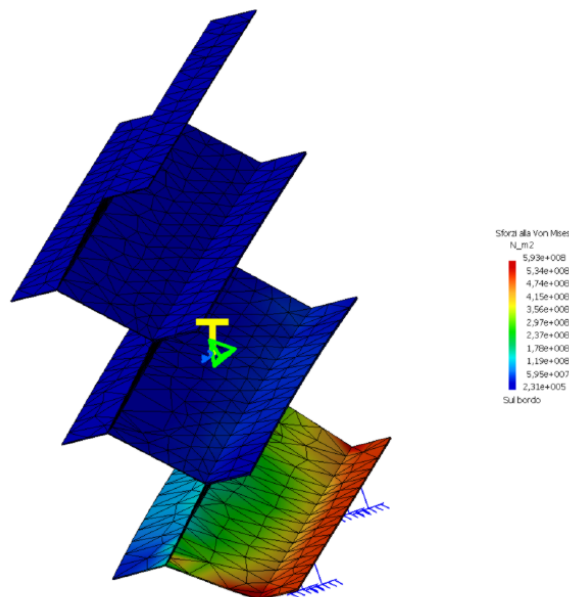
In primo luogo si è simulato (Matlab) il comportamento del parametro di fluensa equivalente in funzione dello spessore complessivo dello schermo.



Definito lo spessore, impostando le dimensioni areali si giunge la dimensionalità parametrica dello schermo.

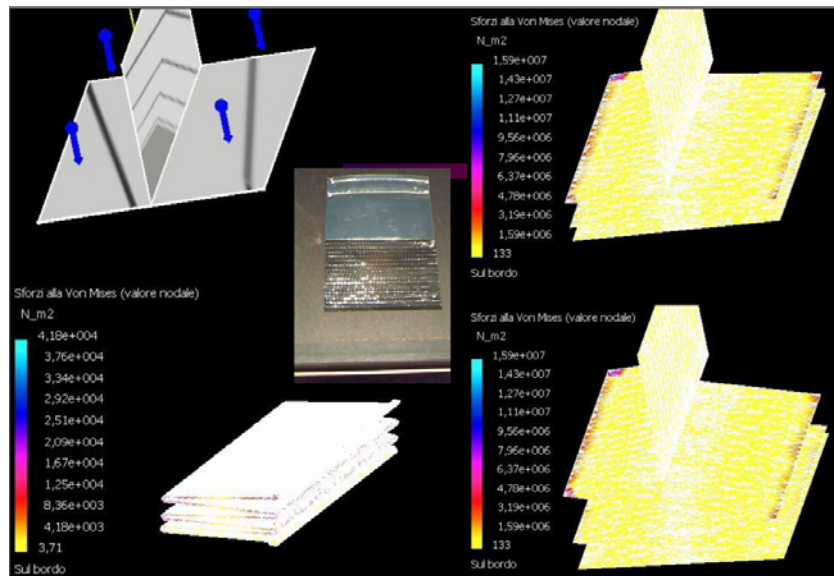
### Simulazioni termomeccaniche

Di primaria importanza la simulazione FEM (CATIA V5) conseguente per quanto riguarda gli aspetti termomeccanici, che viene riportata nella schermata seguente.

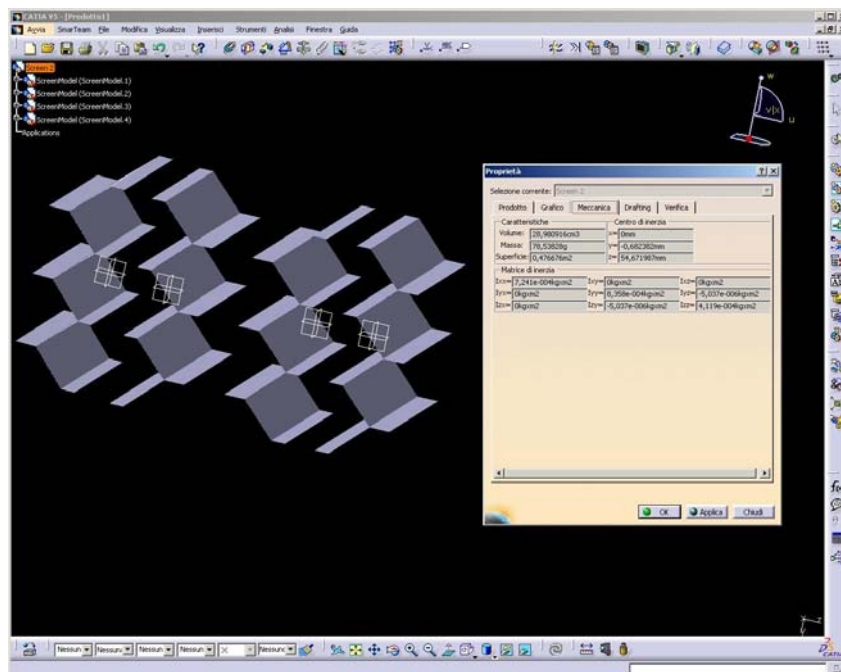


La simulazione viene condotta nel caso peggiore: quello in cui l'estremità fissa dello schermo in dispiegamento sia soggetto ad incastro. Nel vero del disegno progettuale si prevede un sistema di slittamento per la compensazione termica delle dilatazioni dimensionali.

Successive simulazioni sono state condotte sul processo di dispiegamento dello schermo a lamine ripiegate. Il riquadro delle simulazioni si riporta nella schermata seguente con attenzione al carico accelerativo.



Una serie di simulazioni riguardo gli aspetti concernenti la geometria delle masse individuate converge nel tipico scenario rappresentato dall'ambiente di cui in figura sottostante.

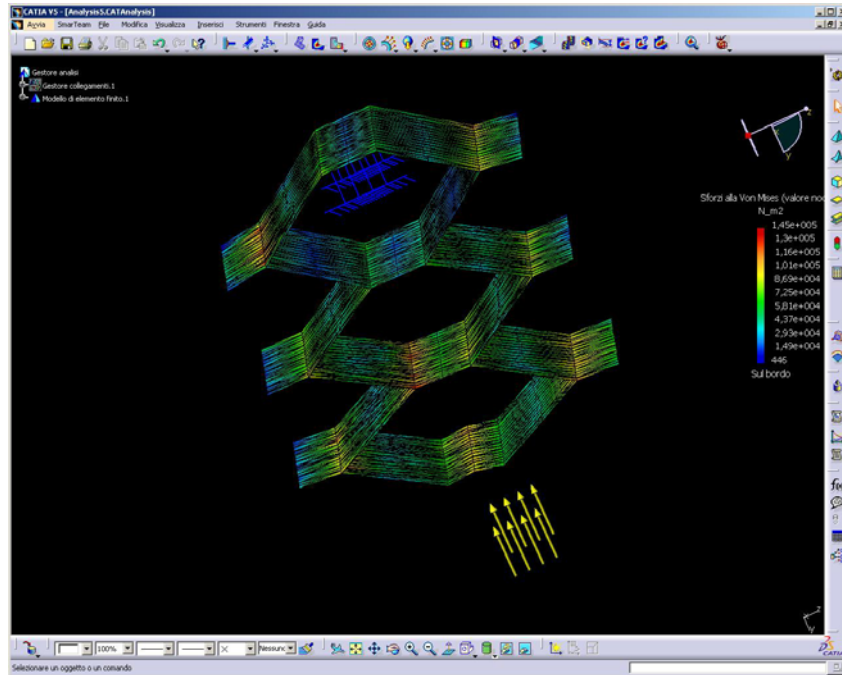


Nello studio delle proprietà termomeccaniche dello schermo, la simulazione viene impostata a regime, ovvero le fenomenologie del transitorio termico non sono considerate in questa prima fase dello scenario virtuale.

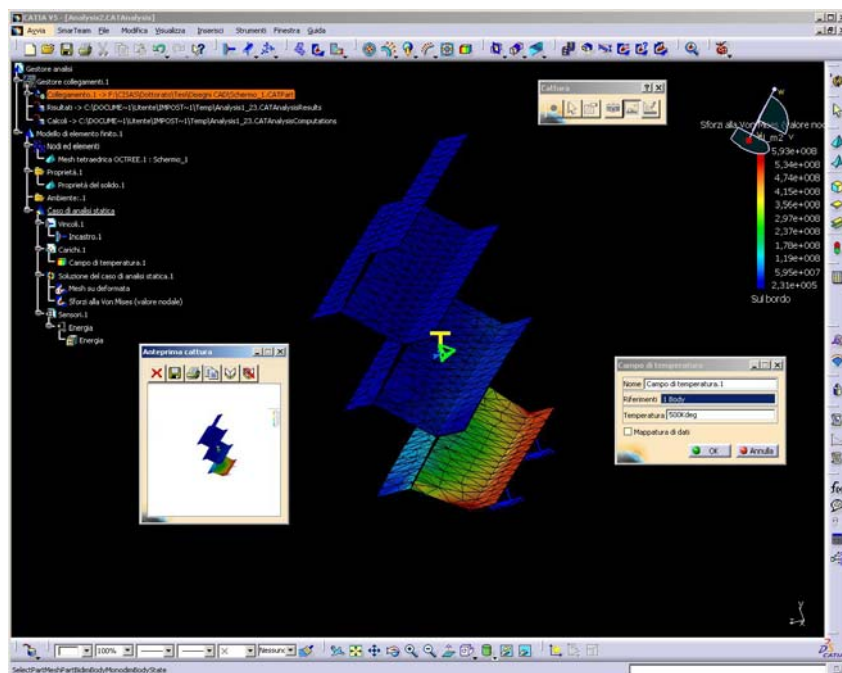
Nel merito si sottolinea che la primaria ricerca è volta all'individuazione della soluzione principale, rappresentata appunto dal caso stazionario. Nel vero l'applicazione di un gradino termico determina una risposta progressiva del primo ordine caratterizzata da una costante di tempo.

La soluzione a regime si può considerare come raggiunta a seguito di un avanzamento temporale superiore almeno a 5 volte tale costante di tempo. La costante di tempo dipende evidentemente dalla geometria della struttura e dalla natura di questa. In definitiva la stessa massa, ovvero la stessa densità locale determina primariamente la costante di tempo.

Le simulazioni ad elementi finite vengono poi estese alle sollecitazioni di manovra per determinare le proprietà meccaniche della struttura vista nella sua virtuale complessità. I modelli a parametri concentrati giovano alla gestione delle informazioni derivanti da questi banchi di simulazione di cui abbiamo un esempio nella schermata seguente.

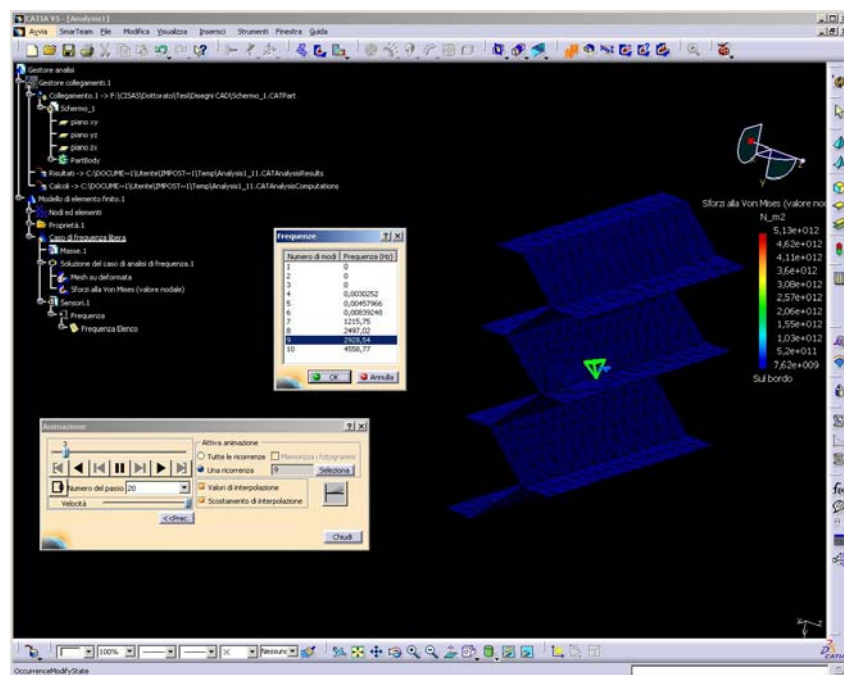


Le simulazioni termomeccaniche vengono estese ai vari campi di temperatura, dal minimo al massimo, al fine di riuscire ad evidenziare eventuali punti di criticità strutturale, per rivedere le soluzioni geometriche al fine di rientrare sempre nelle condizioni ottimali per condurre ottimamente le funzioni richieste nel corso della missione spaziale.





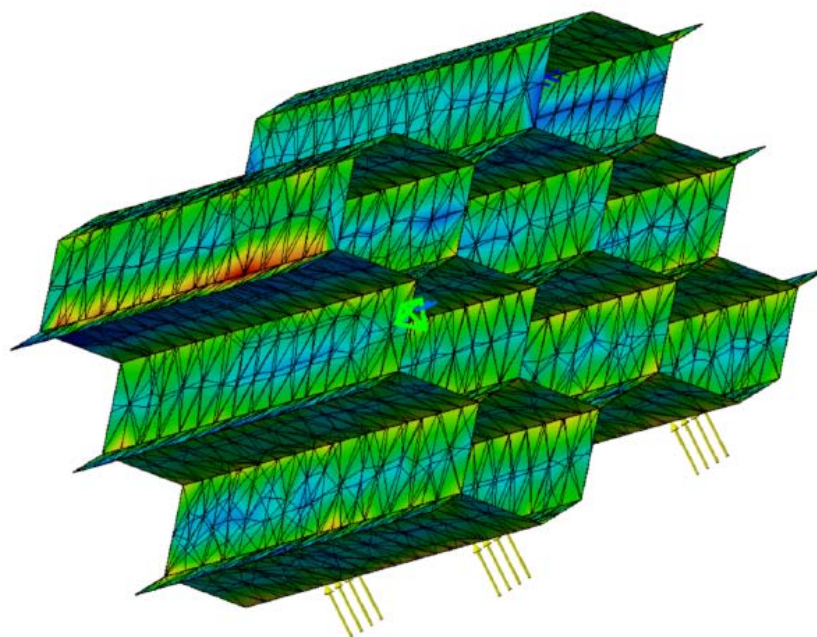
Un banco di simulazioni focalizzate all'analisi delle frequenze libere proprie dei modi di vibrare vengono condotte per determinare il quadro delle possibili sollecitazioni meccaniche indotte e le conseguenze di queste ultime.



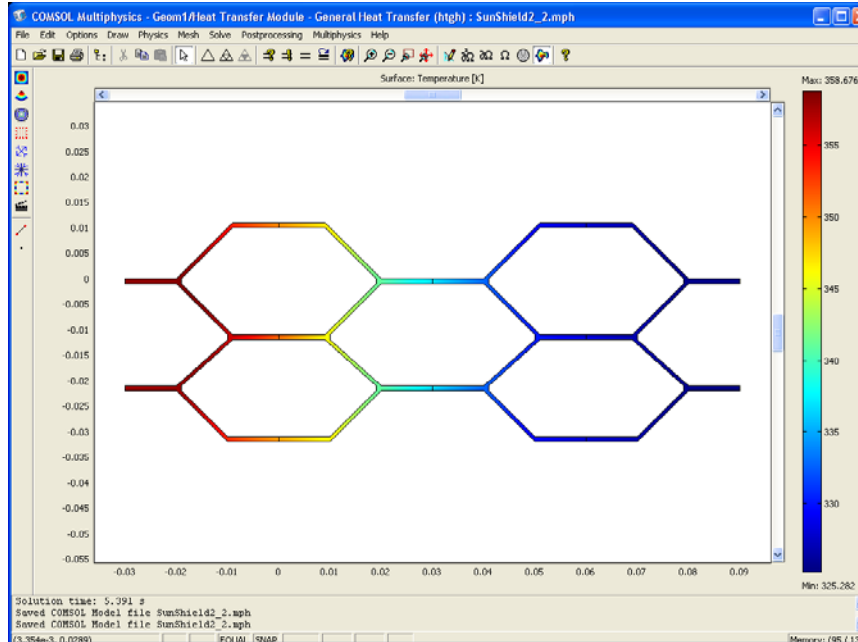
Alle simulazioni sulla struttura base seguono le simulazioni termiche per irraggiamento condotte sulla struttura a nido d'ape complessiva, di cui comunque si considera una sola parte reticolare.

I risultati preliminari dei modelli di schermo solare sono riportati nel seguito ponendo i modelli in un determinato contesto iniziale.

Le simulazioni comprendono anche le serie relative all'applicazione di forze distribuite per la valutazione di eventuali sollecitazioni critiche strutturalmente e valutare la parametrizzazione elastica della struttura a nido d'ape nella sua completa integrità. La simulazione viene condotta applicando un complessivo di 8 N su uno schermo di alluminio di spessore 0.1 mm.



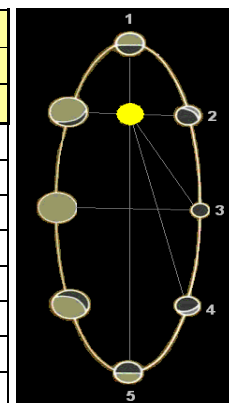
Lo *screenshot* della simulazione che segue riguarda uno schermo concepito come sequenza di celle esagonali con radiali dissipatori sottoposti all'irraggiamento solare di intensità pari a 14900 W/m<sup>2</sup> incidente parallelamente ai radiali. La temperatura ambiente è posta alla temperatura del fondo cosmico di 4K; lo schermo preliminarmente viene assunto composto solo da alluminio di 1 decimo di millimetro di spessore con riflettività spettrale equivalente di 0.96. Le simulazioni sono condotte in regime stazionario.



L'insieme delle simulazioni principali (COMSOL Multiphysics) vengono riassunte nella tabella che segue in cui si riporta l'andamento della temperatura di regime in funzione della posizione orbitale di Mercurio.

Le temperature sono soggette al fattore di vista nella geometria Sole-Mercurio, nel suo aspetto angolare rispetto all'incidenza sul piano orbitale. Ne consegue che le temperature di regime sono soggette a variazioni massime e minime rispetto alla configurazione operativa. La forbice minima massima è riportata nella tabella riassuntiva seguente.

Pos.	Irraggiamento Solare <i>n</i> <sup>o</sup> W/m <sup>2</sup>	Descrizione della posizione orbitale	Temperatura	
			min. K	Max K
1	14490	Costante solare al Perielio	388,4	458,4
2	6290	Costante solare all'Afelio	325,3	358,7
3	13614	Subsolar-point illuminato al Perielio	383,5	449,9
4	7348	Subsolar-point illuminato all'Afelio	336,6	375,1
5	6	Subsolar-point oscuro in Perielio/Afelio	59,5	59,6
6	9950	Semi-latus Rectum	359,3	409,8
7	9150	Semi-asse maggiore	352,9	399,8
8	8400	Adversus Rectum	346,5	389,9

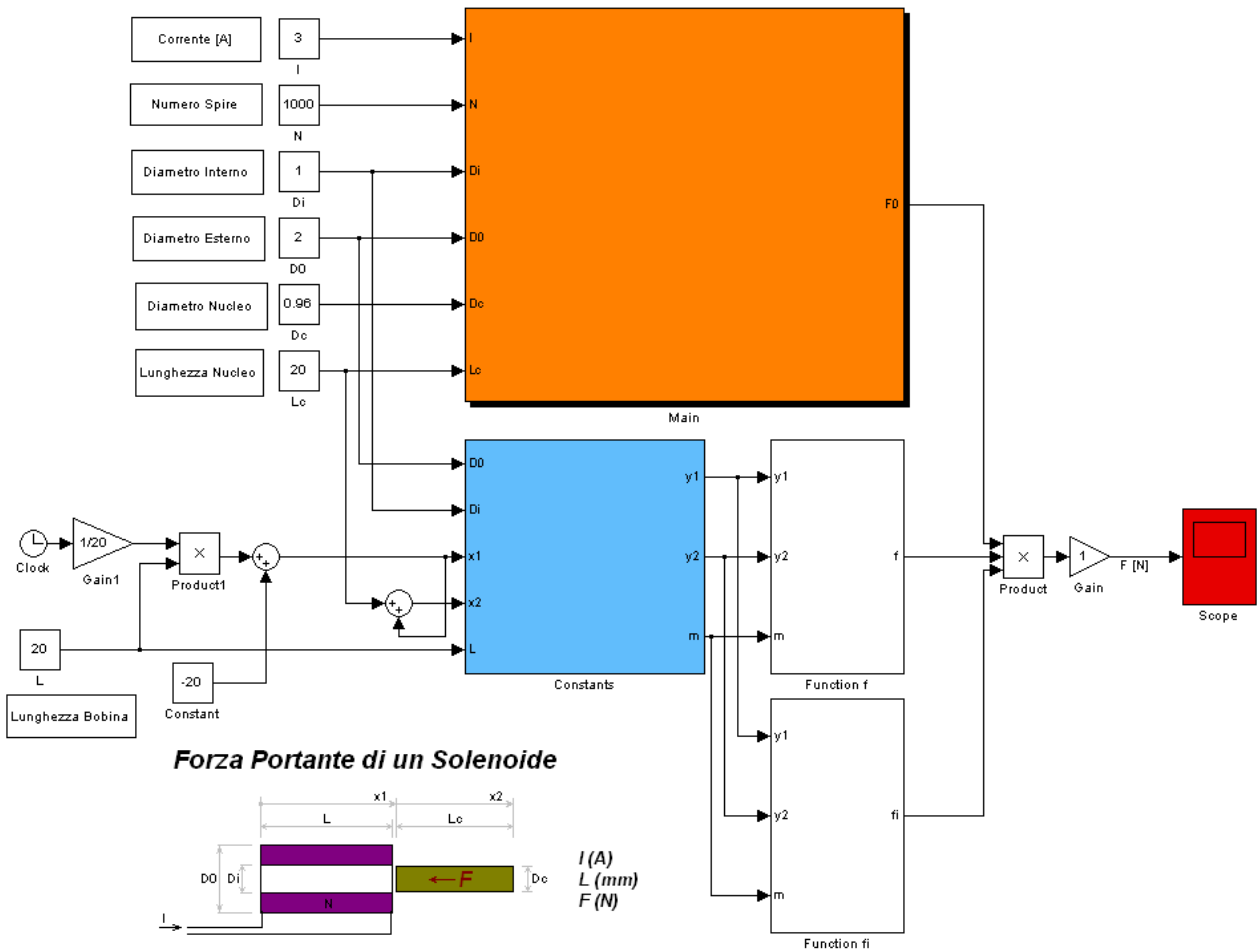


Si noti come il caso peggiore sia rappresentato dalla piena esposizione dello schermo al vettore solare incidente normalmente in perielio. Il caso di minimo è rappresentato dalla configurazione in cui lo schermo è in opposizione piena al nadir orbitale in piena occultazione.

Le simulazioni riguardo il sistema complessivo possono essere considerate come somma compositiva delle singole simulazioni condotte per gli specifici componenti e parti. Invero la simulazione complessiva giunge a simulare l'integrazione delle parti componenti le quali introducendo necessariamente dei vincoli ed in generale altre interazioni rendono l'analisi molto importante per la definizione e la sperimentazione virtuale.

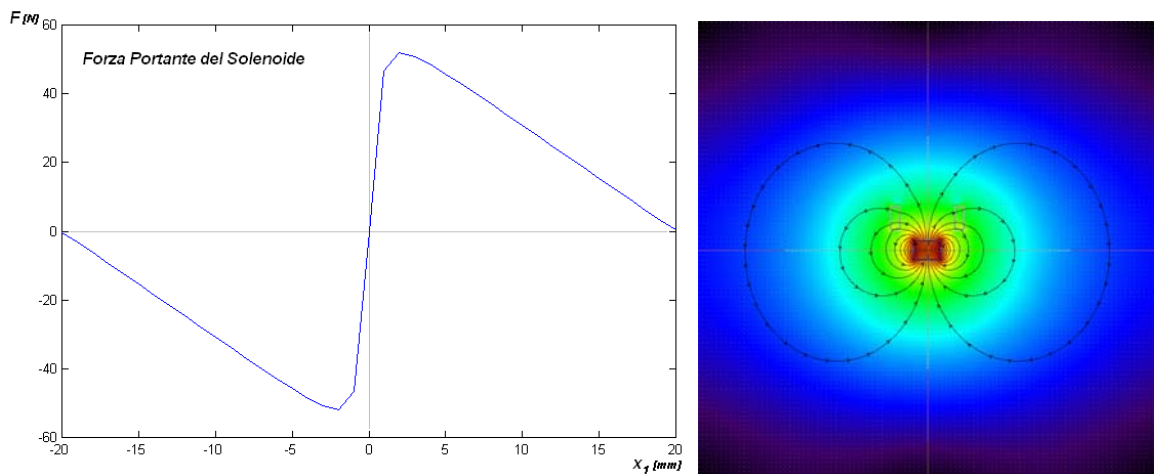
### Simulazioni Elettromagnetiche

Le simulazioni elettromagnetiche vengono condotte in ambiente matematico (Matlab Simulink) ed in un ambiente agli elementi finiti (ViziMag). Dopo aver individuato i modelli più promettenti ai fini di una attuazione ottimale si è strutturato l'ambiente di simulazione che viene riportato nella schermata seguente.



La piattaforma di simulazione risulta in grado di sperimentare virtualmente le possibili configurazioni dimensionali e di alimentazione delle bobine stesse, in ragione delle forze che devono essere sviluppate.

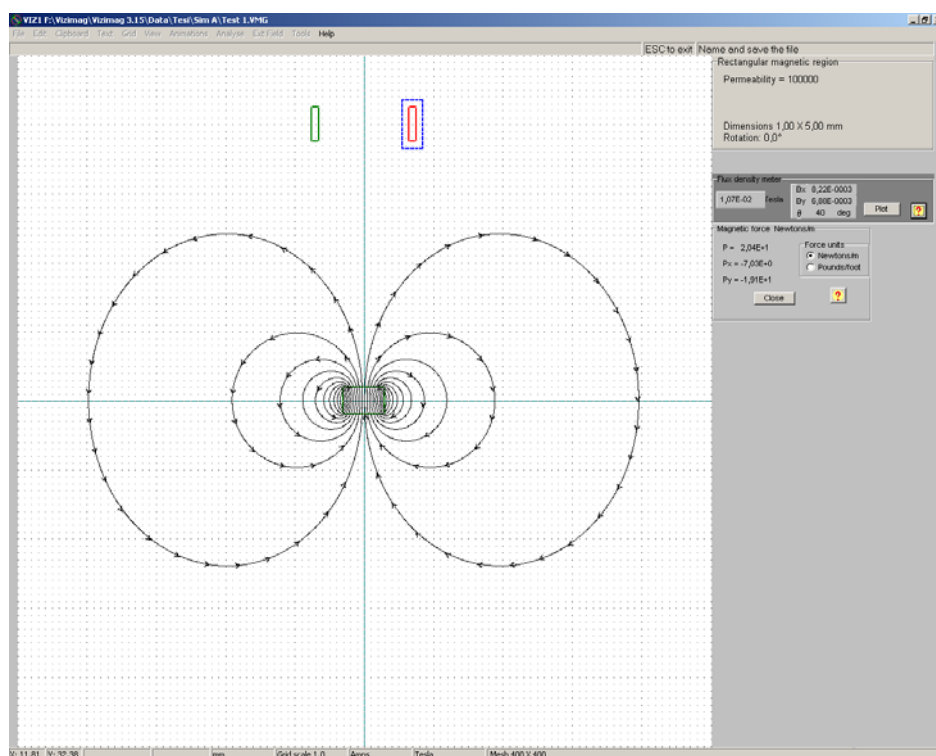
Una tipica risultanza da simulazione elettromagnetica è riportata nelle figure seguenti in cui si determina dapprima il profilo di portanza in funzione della distanza dell'ancora dalla bobina che viene poi trasformato nella simulazione di campo FEM successiva.



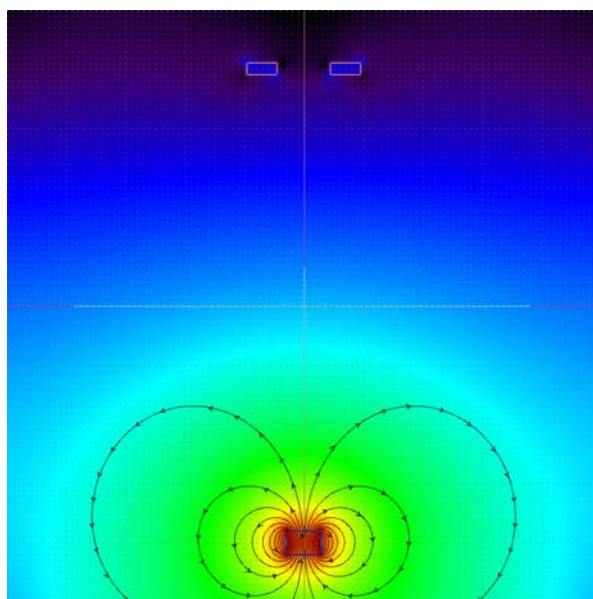
Il caso peggiore è rappresentato dalla distanza geometrica dell'ancora dalla bobina.

Una serie di simulazioni specifiche per questa configurazione è stata condotta al fine di determinare le componenti di forza di cattura.

Nella schermata seguente si riporta lo *screenshot* della simulazione tipica in cui si ricorre ad una bobina priva di indotto ferromagnetico, lasciato alla sola ancora. La bobina risulta da 100 spire alimentato a 100 A. Le dimensioni della bobina sono 6x4 mm. La simulazione determina un sistema di forze capace di attrarre con ottima affidabilità un carico massivo quale quello dello schermo a lamine ripiegate e della sua asta di trascinamento. Il sistema di forze viene determinato in N/m, ovvero in sezione, e deve quindi essere rivalutato per l'intera ancora toroidale di alta permeabilità relativa: 100000.



La visualizzazione del campo magnetico rende sempre molto efficacemente lo scenario della simulazione.

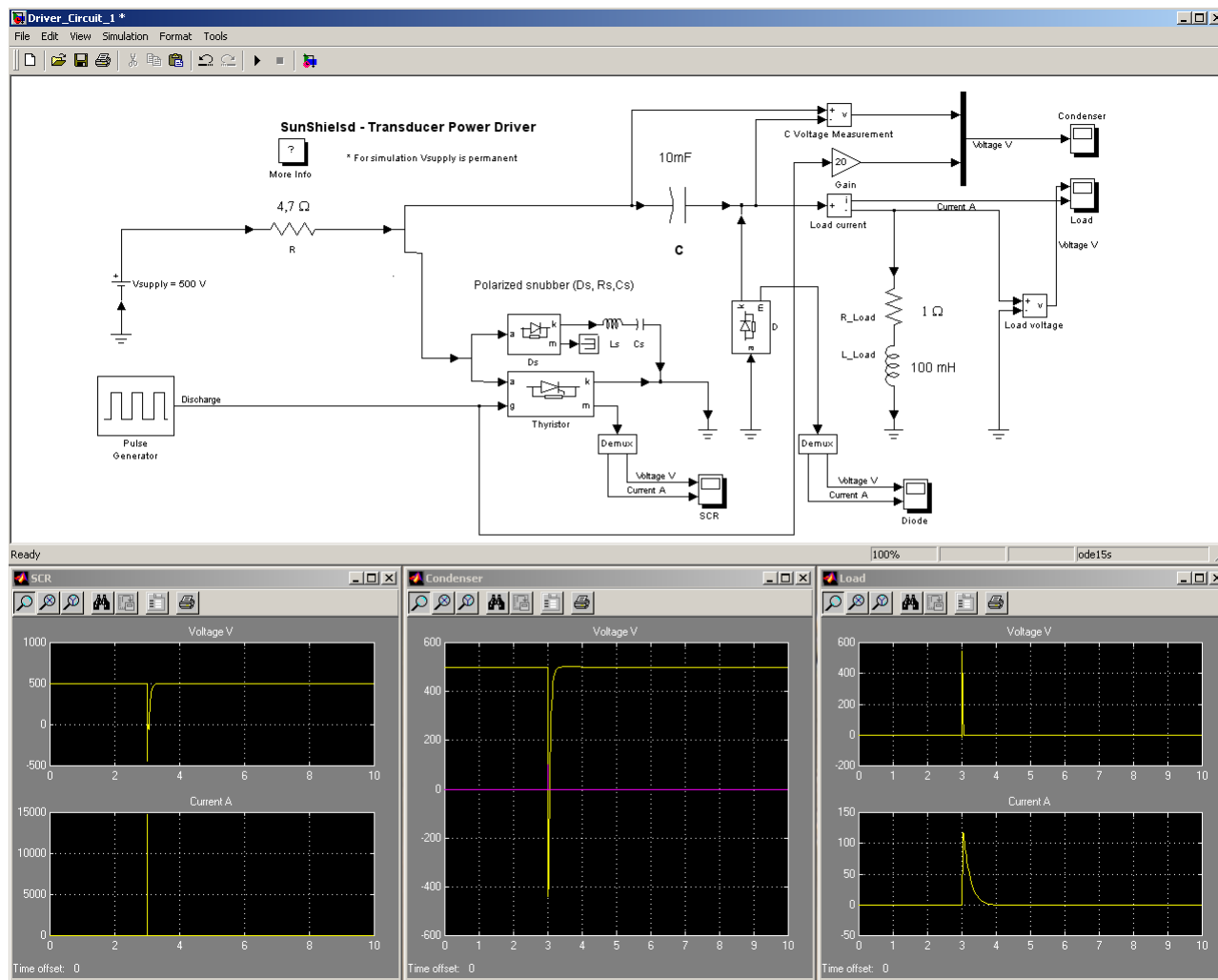


L'insieme delle simulazioni elettromagnetiche determina un quadro risultante complessivo soddisfacente ai fini funzionali del dispositivo, in quanto capace di azionare il dispositivo nella geometria più sfavorevole.

### Simulazioni Elettroniche

Le simulazioni elettroniche sono volte a determinare il comportamento della circuiteria individuata per pilotare efficacemente le bobine elettromagnetiche di attuazione. La simulazione viene condotta in ambiente strutturabile e modificabile a piacere (Matlab Simulink). Le indagini di simulazione condotte in varie condizioni determinano una risposta elettrica che si presenta ottimale. Infatti il circuito è in grado di fornire un picco di corrente, ovvero di campo magnetico, come richiesto dal sistema di attuazione.

Il *bench* di simulazione ovviamente non considera eventuali derive indotte dal campo termico pertanto considera la prestazione ad una determinata temperatura. La simulazione della deriva termica la si ottiene variando gli stessi parametri elettronici ed elettrici dei componenti stessi.



L'ambiente di simulazione riporta una alimentazione costante a 500Vcc che invero non è corrispondente alla normale operatività in quanto il MOSFET di potenza interrompe l'alimentazione una volta che il condensatore ha raggiunto la sua piena carica elettrica. Con il simulatore pianificato in questo modo si simula anche il caso peggiore rappresentato dal possibile corto circuito del MOSFET che si troverà così attraversato da una corrente di alimentazione quando l' SCR si chiuderà per la scarica capacitiva.

In questo scenario di avaria il semiconduttore di potenza deve comunque poter resistere al sovraccarico di corrente. Nella simulazione si noti che questa corrente raggiunge un valore estremamente elevato.

In realtà quello che risulta importante è la funzione  $I^2t$  che diversamente risulta entro i limiti di funzionamento del dispositivo elettronico che comunque deve essere qualificato spazio.

La generazione dell'impulso e la sua applicazione sulla bobina determina comunque un campo magnetico variabile con conseguente emissione di un'onda elettromagnetica associata.

Le compatibilità elettromagnetiche non sono valutabili compiutamente in questa sede, comunque la disposizione del sistema attuatore in seno ad una struttura comunque metallica determina a priori un'ottima schermatura, che comunque dovrà essere assoggettata ai test di qualifica ed accettazione.

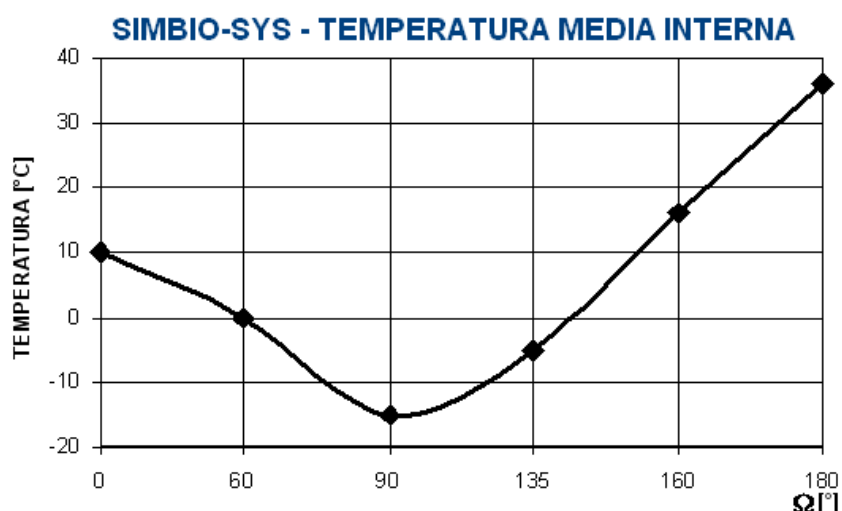
## ACCOMODAMENTO

Per quanto riguarda l'accomodamento del dispositivo SUNSHIELD questo risulterà in relazione all'accomodamento dello stesso payload SIMBIO-SYS su MPO. A sua volta il posizionamento strumentale risulta conseguenza degli obiettivi scientifici e della geometria della piattaforma orbitale.

La piattaforma orbitale orbiterà con apocentro a 1500 km e pericentro a 400 km, con inclinazione di 90°.

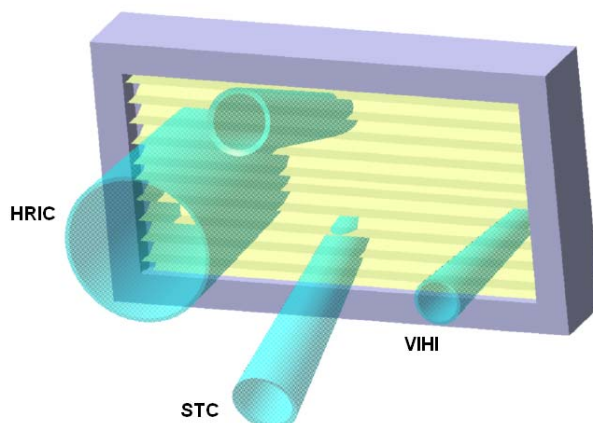
Il pericentro verrà posto al sub-solar point di Mercurio quando il pianeta si troverà in afelio. Obiettivo di un idoneo accomodamento sarà quello di determinare per il payload un andamento termico che confini le temperature in una gamma compresa tra -20° e +40° C. L'andamento termico derivante dall'irraggiamento solare presenterà una variazione stagionale in quanto il piano orbitale osserverà il vettore solare con differenti angoli e con differente intensità (6236 to 14358 W/m<sup>2</sup>). Mediamente si potrà assumere l'albedo mercuriano costante al valore di 0,11. Denominando con  $\Omega$  la longitudine del vettore solare rispetto al piano orbitale (altresì associato con la variabile distanza dal Sole), si assume:  $\Omega=0^\circ$  quando si ha Mercurio in afelio (sub-solar point sul lato del pericentro);  $\Omega=180^\circ$  quando si ha Mercurio in perielio (sub-solar point sul lato del apocentro);  $\Omega=90^\circ$  quando il vettore solare è normale al piano orbitale.

Assumendo la geometria di SUNSHIELD e le sue proprietà termo-ottiche a fine vita (EOL), ed assumendo una dissipazione costante di 200W, l'analisi preliminare determina che le temperature medie interne in funzione della longitudine  $\Omega$  risultano come in figura sottostante.

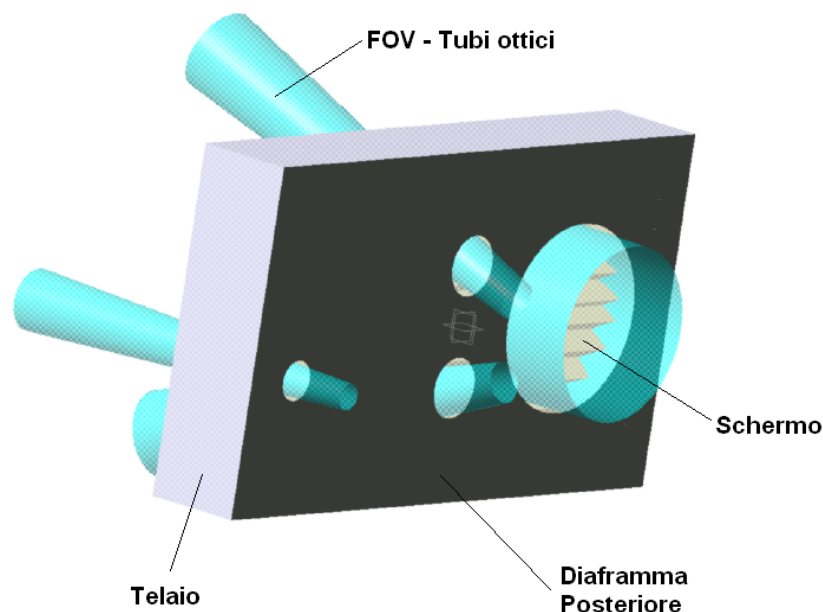


Il modello termico semplificato determina che le temperature interne sono contenute anche nel caso peggiore. Quelle esterne possono invece giungere mediamente a temperature di 200 °C.

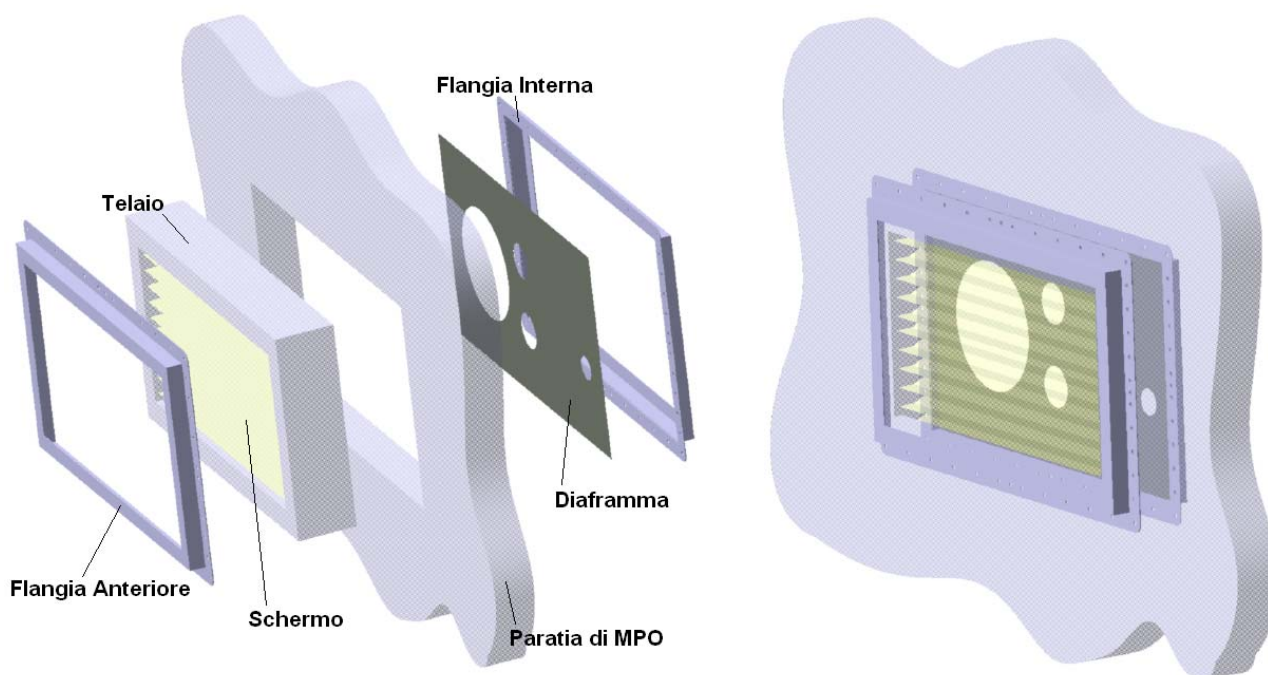
La disposizione geometrica di SUNSHIELD, rispetto a SIMBIO-SYS, risulta determinata dai limiti massimi possibili (massa, volume) per il dispositivo di protezione e dagli angoli di FOV strumentali, prevedendo anche un margine di sicurezza. L'analisi dei FOV intesi come coni in cui lo spessore rappresenta la variazione massima rispetto la nominale risulta riportata nella figura seguente.



Poiché i campi di vista dell'insieme strumentale determina una disposizione dei tubi ottici che lascia libero un certo sviluppo areale risulta proficuo inserire un diaframma opportunamente sagomato che riduca ancora il flusso termico incidente. La figura a seguire mostra la disposizione della nuova soluzione posteriore.



Giocono una notevole importanza le disposizioni per l'integrazione del SUNSHIELD sulla piattaforma MPO. Nella figura seguente si riporta la sequenza d'insieme esplosa e composta.



Le flangie anteriori e posteriore interna sono di natura metallica, in lega leggera di alluminio, trattata superficialmente e sulla quale si sarà depositato per quella anteriore esterna un film con proprietà ottiche riflesse ottimali, quali quelle offerte dal C9. La Flangia interna verrà invece trattata con un film grafítico nero. Il diaframma risulterà in materiale metallico oppure composto da un foglio sottile di Polibenzimidazolo (PBI) nero, un tecnopolimero per impieghi aerospaziali con eccellenti caratteristiche di resistenza termica avendo una temperatura di esercizio continuo di 310 °C ed una massima per brevi periodi di 500 °C. In queste condizioni mantiene inoltre una eccellente resistenza meccanica, rigidità ed al *creep* in un'ampia gamma di temperature fino a 250 °C. Il coefficiente di espansione lineare è bassissimo  $25 \cdot 10^{-6} \text{ m/mK}$ .

Le altre proprietà quali un bassissimo outgassing ed una eccellente resistenza alle forti radiazioni di energia dei raggi gamma e dei raggi X, lo qualificano pienamente per l'uso quale supporto di diaframma.

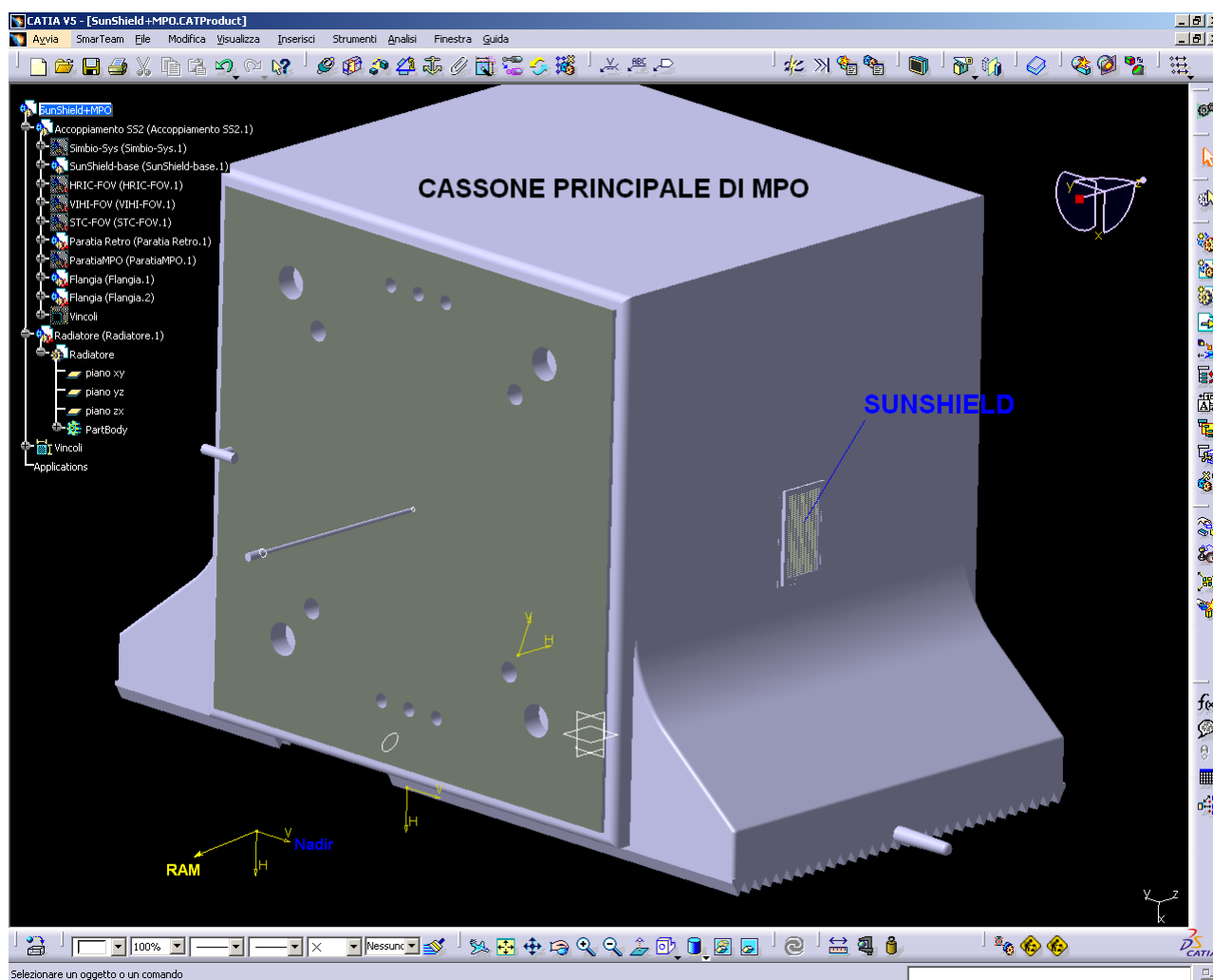
La possibilità di trattarlo superficialmente per elettrodeposizione lo rende idoneo quale supporto per una griglia elettronica utile per attuare strategie di repulsione elettrostatica alle componenti ioniche ed elettroniche delle particelle cariche incidenti sul dispositivo dall'esterno.

Il diaframma verrà altresì rivestito da un foglio MLI nero per incrementare le capacità termiche complessive. Si sottolinea che lo stesso diaframma presentando aree passanti solo in corrispondenza dei tubi ottici dei FOV degli strumenti, struttura in definitiva una parete che permette di evitare che possibili deformazioni dello schermo lamellare retraibile volte verso l'interno e dovuti ad esempio all'impatto meteorico dall'esterno o per una fenomenologia di forte pressione estemporanea, determinino una deformazione irreversibile ed una interazione con le estremità strumentali di SIMBIO-SYS.

Per quanto riguarda l'integrazione sulla piattaforma orbitale MPO, il dispositivo SUNSHIELD dovrà necessariamente essere installato come unità *front-end* di SIMBIO-SYS, perciò ovunque esso venga installato. Naturalmente SIMBIO-SYS è una *suite* strumentale puntante al Nadir orbitale, pertanto le possibilità di implementazione in seno al cassone principale di MPO si riducono al lato (*side*) relativo.

Nella figura sottostante si riporta l'ambiente (*bench – work*) di simulazione ove si riporta una delle ipotetiche soluzioni di integrazione e di accomodamento del dispositivo di protezione solare SUNSHIELD.

Gli studi riguardo l'accomodamento di SIMBIO-SYS sono attualmente oggetto di studio e di definizione.



Particolare attenzione occorre dedicarla alla tecnica di fissaggio delle flangie alla parete di MPO; questa dovrà considerare la natura della stessa parete di MPO e generalmente si prevede un fissaggio per chiodatura/rivettatura/bullonatura a passo stretto ed accompagnata da resinatura e trattamento superficiale delle teste esterne ed interne sempre ai fini termo-ottici complessivi.



## SVILUPPI FUTURI

### *Validazione dei modelli teorico-virtuali*

L'identificazione parametrica prima e la definizione di modelli dopo, con a seguire lo sviluppo di piattaforme di simulazione virtuale deve trovare necessariamente nel seguito una verifica di tipo sperimentale. La verifica permette di validare i modelli i quali nel proseguo possono meglio essere impiegati per lo sviluppo di simulazioni più aderenti allo scenario reale.

### *Simulazione reale delle caratteristiche meccaniche*

Le principali prove meccaniche che devono essere applicate ad dispositivo consistono in:

- prove di vibrazioni sinusoidali;
- prove di vibrazioni casuali;
- test di shock meccanico;
- prove di accelerazione costante.

A queste prove si affiancano generalmente e necessariamente anche le seguenti:

- controllo dimensionale;
- misure di massa;
- misure del centro di massa;

### *Simulazione reale degli effetti termici*

Risulta di fondamentale importanza strutturare esperimenti in scala che risultino utili per operare tutta una serie di esperimenti e misure che determinino un quadro il più possibile aderente a quelle che risulteranno essere le condizioni di lavoro minime e massime a cui il sistema spaziale risulterà invero sottoposto durante la sua missione operativa. La radiazione mercuriana può in generale essere simulata con un disco metallico retro riscaldato da un banco di resistenze elettriche alimentate indifferentemente in continua o in alternata con tensione variabile per produrre varie temperature.

Poiché in operatività il satellite vedrà il pianeta sotto diversi angoli il diametro del piatto circolare dovrà essere variato da un minimo di 335 mm ad un massimo di 440 mm. Questa variazione potrà essere ottenuta dividendo gli esperimenti in classi in cui ognuna di esse impiega un diverso diametro del piatto termico.

La temperatura della superficie di mercurio può raggiungere i 350° C in condizioni nominali di illuminazione solare ed una temperatura di -170° C in condizioni di buio. Nessuna difficoltà tecnica quindi quella di portare il piatto alla temperatura anche di 400° C. Non semplice invece è la questione della possibilità di simulare le condizioni termiche della componente diffusa. Invero quello che si può fare è agire sulla temperatura stessa del piatto portandola a qualche percentuale superiore in ragione del contributo valutato percentualmente della componente diffusa che comunque è determinata a tavolino ovvero valutata teoricamente e supportata dai dati e dalle misure spaziali attualmente disponibili in letteratura.

Si evidenzia infine che tutto l'ambiente di simulazione deve essere portato in condizioni operative di vuoto in modo da rendere sufficientemente trascurabile ogni effetto termico convettivo. In definitiva le prove devono consistere in: prove di cicli termo-vuoto; prove di cicli termici; stress di temperatura.

### *Simulazione reale degli effetti radiativi*

I valori ottenuti dalle simulazioni virtuali delle fluenze equivalenti, grazie all'utilizzo del coefficiente del danneggiamento relativo  $D$ , possono essere utilizzati in laboratorio per riprodurre e simulare a Terra l'ambiente operativo di missione. Il passo successivo sarà quello di valicare tali grandezze confrontando i dati di danneggiamento ottenuti in laboratorio irradiando i provini di materiali con queste fluenze equivalenti con i dati su provini esposti *in situ*. Sicuramente, per una maggiore validità dei dati di fluenza equivalente ottenuti, le analisi numeriche dovranno essere compiute su missioni analoghe o più lunghe, rispetto all'anno considerato per la missione spaziale su Mercurio, per ottenere valori delle fluenze di missione che tengono conto del reale andamento dei cicli spaziali.

### *Simulazione reale delle circuiterie elettriche*

Nessuna problematica particolare insorge nella costruzione di un banco di test per le circuiterie elettriche ed elettroniche. Le simulazioni operative di funzionamento permetteranno di sintonizzare i modelli virtuali e le prove di sovraccarico permetteranno di sperimentare le caratteristiche di affidabilità e robustezza dei singoli componenti.

## CONCLUSIONI

L'utilizzo di sistemi CAD, ed in definitiva di software CAE determina una nuova tipologia di sperimentazione e computazione in quanto estende la nostra capacità di fare previsioni quantitative, specialmente ora che si studiano fenomeni sempre più complessi o per i quali si vuole ottenere una identificazione numerico-risolutiva sempre più fine ed accurata.

La vera e primaria attività di ricerca resta tuttavia sempre nelle mani del ricercatore e dello scienziato.

Infatti per poter pensare a possibili avanzamenti nella ricerca intrapresa bisogna necessariamente, e prima di tutto, cercare di capire e comprendere i fenomeni che tutti interagiscono fra loro al fine di poter strutturare le giuste simulazioni. Nei tempi che intercorrono tra le affermazioni scientifiche e le loro conseguenze applicative si affaccia periodicamente la sensazione che tutto sia stato capito. Spesso accade di pensare in un circolo virtuoso; disporre in generale di misure più precise, e di un maggiore zoom computazionale, non vuol dire solo aggiungere un'altra cifra oltre la virgola, e soprattutto non implica la reale rappresentazione della realtà; significa invero poter comprendere meglio i modelli che si sono determinati in precedenza.

Affinché la rappresentazione numerica offerta dal sistema computer-software sia rappresentativa del reale ovvero sia virtuale occorre che l'evoluzione di questo binomio sia tale da offrire con le giuste modellizzazioni e parametrizzazioni una risposta numerica che trova pieno accordo con il misurabile derivato dalla sperimentale reale. L'importanza della sperimentazione reale mediante simulatori termici, meccanici, elettrici, ecc... assume e mantiene sempre la sua validità. Raggiunta la validazione di modelli sarà in seguito meno dispendioso e più proficua la ricerca finale volta alla ricerca dell'ottimo configurabile.

Con questa riflessione ed in relazione a quanto descritto nel presente lavoro di ricerca risulta possibile concludere che il dispositivo proposto e presentato nei suoi vari aspetti risulta aderente ai requisiti di missione diretti e derivati.

La ricerca giunge infatti a dimostrare che appare chiaro e possibile ottenere, mediante un idoneo schermo protettivo ben studiato e progettato, un'efficace protezione dalla intensa radiazione solare incidente.

L'attività di ricerca, condotta con metodo e piena scientificità, si sviluppa con una serie di attività iniziali volte ad acquisire panoramicamente indicazioni e dati di base al fine di fornire alla documentazione un fondato e robusto supporto informativo quanto più esteso ed esaustivo possibile.

Il razionale propone la più ampia indagine scientifica con la proposta di accrescere e completare le cognizioni nell'ambito del settore spaziale a livello ingegneristico applicabile allo scenario di missione.

In questo contesto si inserisce ottimamente questa ricerca che presenta alcune soluzioni tecnologiche e tecniche utili per il superamento primario delle problematiche termiche che saranno evidenti nello scenario della missione spaziale **BepiColombo** e nell'operatività della strumentazione ottica di **Simbio-Sys**.

I risultati ottenuti nell'evolversi delle attività di ricerca presentano soluzioni che sono pienamente compiacenti con i requisiti richiesti ed i vincoli di missione. In particolare i vincoli di massa, di volume, di potenza elettrica sono specificatamente e singolarmente soddisfatti attraverso soluzioni che sono inedite per lo scenario dello stato dell'arte.

Oltre alla tipologia di protezione a lamine ripiegate e retrattili anche il dispositivo attuatore si presenta come interessante e singolare dal punto di vista della qualifica spaziale inedita.

A questo si aggiunge anche il dispositivo di blocco previsto a Terra per il superamento della fase di lancio e di volo interplanetario. Le tecniche attuali a *pyro* o a blocco elettromeccanico vengono superate presentando un dispositivo a strappo, intimo con gli attuatori stessi, e che configura la soluzione come idonea dal punto di vista dei bilanci di massa e di potenza, oltre che funzionale.

La semplicità delle soluzioni proposte sia di chiara evidenza per il lettore che rappresenta un punto di arrivo e non di partenza delle attività di ricerca le quali hanno perciò determinato un assetto ottimale e minimale dei modelli che così infine risultano funzionali, affidabili e facilmente controllabili anche dal segmento di Terra.

## RIFERIMENTI

RICERCA E SPERIMENTAZIONE VIRTUALE DI SISTEMI AUTOMATICI PER LA SCHERMATURA E LA PROTEZIONE DALLA RADIAZIONE SOLARE PER LA STRUMENTAZIONE OTTICA DI SIMBIO-SYS NELLA MISSIONE SPAZIALE "BEPICOLOMBO"

Stefano L. VANDELLI

Tesi di Dottorato – XX° Ciclo

CISAS – Università di Padova, 2007