

UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI TRIESTE



Dipartimento di

Fisica

Dipartimento d'Eccellenza 2023-2027

Space Radiation

Laboratorio di Astrofisica Spaziale

Federico Dogo

TRIESTE, 2024

CONTENTS

1. Sources
2. Effects
3. Mitigation



INTRODUZIONE

I veicoli spaziali lanciati dalla Terra possono sperimentare **ambienti di plasma, distinti** a seconda della missione, mentre attraversano regioni come la ionosfera, la magnetosfera, il vento solare interplanetario ed eventualmente la ionosfera di un corpo celeste bersaglio. Di conseguenza, i veicoli spaziali devono operare in un ambiente in cui le interazioni con i plasmi possono portare a **carenze nelle prestazioni, anomalie e danni**.

L'ambiente spaziale, in particolare le radiazioni ionizzanti, limitano due aspetti della progettazione di un veicolo spaziale: i **materiali** e la **durata** del veicolo spaziale. Inoltre, **altri** potenziali **problemi** legati alle interazioni con il plasma contribuiscono a: 1) impedire o bloccare le comunicazioni, 2) influenzare le misurazioni dell'ambiente spaziale, 3) distorcere i dati di navigazione, 4) causare cariche differenziali e scariche elettrostatiche, 5) influenzare i requisiti di messa a terra del veicolo spaziale, 6) erodere e contaminare i materiali di superficie e 7) creare uno sciame di cariche che può influenzare le prestazioni degli strumenti e dei sottosistemi e le misurazioni dei veicoli spaziali vicini.

RADIAZIONI IONIZZANTI

Con **radiazione** si intende il trasferimento di energia per mezzo di una quanto. Si distinguono vari tipi di particelle.

- Charged particles (protons, ions, electrons, muons, charged pions, kaons,...):
 - COULOMB INTERACTIONS with electrons (ionization), and nuclei (atomic displacement)
 - NUCLEAR INTERACTIONS (mainly for energetic hadrons: protons, pions, kaons).
 - DECELERATION of CHARGED PARTICLE causes photon emission (Bremsstrahlung) with continuous spectra (mainly for electrons)
- Neutrons
- Photons

Nel contesto degli effetti delle radiazioni sui sistemi spaziali, le "particelle energetiche" sono quelle che possono **penetrare le superfici esterne** dei veicoli spaziali. Per gli elettroni, questo valore è tipicamente superiore a 100 keV, mentre per i protoni è superiore a 1 MeV. Anche i neutroni, i raggi X e γ sono considerati particelle energetiche. Gli ioni pesanti hanno bisogno di un'energia maggiore per penetrare la struttura.

In accordo con l'elettrodinamica classica, una particella carica accelerata emette radiazioni elettromagnetiche. Pertanto, ogni volta che nel plasma la velocità di una particella carica cambia (in magnitudine o direzione), fuoriesce dal plasma radiazione elettromagnetica. Tale **radiazione di bremsstrahlung**, ad alta energia, nell'intervallo di frequenza X e γ , viene messa da particelle cariche che rallentano quando si disperdono dai nuclei atomici. La fonte più comune di bremsstrahlung è lo **scattering di elettroni**. Sebbene la particella primaria possa essere assorbita, la radiazione di bremsstrahlung può essere molto penetrante.

MISURE BASE PER IL DANNO DA RADIAZIONE

- Flux (ϕ) is no. of particles per unit area and per unit time:

Formula

Measurement Unit

$$\phi = \text{Particles}/(\text{Area Time}) \quad \text{Particles}/(\text{cm}^2 \text{ s})$$

- Fluence (Φ) is no. of particles per unit area (time integral of the flux):

Formula

Measurement Unit

$$\Phi = \int \phi \, dt = \text{Particles}/\text{Area} \quad \text{Particles}/\text{cm}^2$$

- Dose (D) is energy deposited by radiation per unit mass:

Formula

Measurement Unit

$$D = E/M \quad \text{J/kg}$$

Dose is the energy absorbed locally per unit mass as a result of exposure to radiation.

The fraction of the total energy absorption that results in ionization and excitation is referred to as *absorbed (ionization) dose*.

parameter	Absorbed dose (D)	energy
Definition	Energy delivered by radiation per unit mass of irradiated material	"Capacity to do work"
Common units symbol	Rad 1 rad = 100 erg/g 1 rad = 0.01 Gy	joule (J)
International units (SI), symbol	gray (Gy) 1 Gy = 100 rad 1 Gy = 1 J/kg	electronvolts (eV) 1 eV = 1.6 × 10 ⁻¹⁹ J 1 keV 1 MeV 1 GeV 1 TeV

$$1 \text{ Gy} = 1 \text{ J/kg} = 100 \text{ rad} = 6.25 \times 10^{18} \text{ eV/kg}$$

- Il potere di arresto (**Stopping power**) S , è definito come l'energia media persa da una particella carica per unità di distanza percorsa, generalmente indicato in $\text{keV } \mu\text{m}^{-1}$.
- Il trasferimento lineare di energia (Linear Energy Transfer) LET , è l'energia media depositata localmente in un assorbitore per unità di lunghezza del percorso, generalmente indicata in $\text{keV } \mu\text{m}^{-1}$ o $\text{keV mg}^{-1} \text{cm}^2$;
 - è il tasso di deposito di energia impartita al materiale da parte di una particella energetica che rallenta con la distanza percorsa nella materia;
 - normalmente viene utilizzato per descrivere la traccia di ionizzazione causata dal passaggio di uno ione;
 - LET dipende dal materiale ed è anche funzione dell'energia della particella.

I concetti di stopping power e LET sono strettamente correlati, con una differenza concettuale: il potere di arresto si riferisce alla variazione di energia della radiazione; mentre LET si riferisce all'energia depositata nell'assorbitore. Sebbene il potere di arresto e il trasferimento di energia lineare abbiano le stesse unità di misura, possono non essere uguali in magnitudine, perché non tutta l'energia rimossa dalla radiazione può essere depositata localmente e può non contribuire al LET , sicché $LET \leq S$.

$$S \equiv -\frac{dE}{dx}$$

$$LET \equiv -\frac{dE_d}{dx} \approx -\frac{dE}{dx}$$

$$LET_\rho \equiv -\frac{1}{\rho} \frac{dE_d}{dx} \approx -\frac{1}{\rho} \frac{dE}{dx}$$

where in typical units

S = stopping power, average energy lost per path length, keV μm^{-1}

LET = average energy absorbed per path length, keV μm^{-1}

LET_ρ = average energy absorbed per path length per density, keV $\text{mg}^{-1} \text{cm}^2$

E = energy of the charged particle, keV

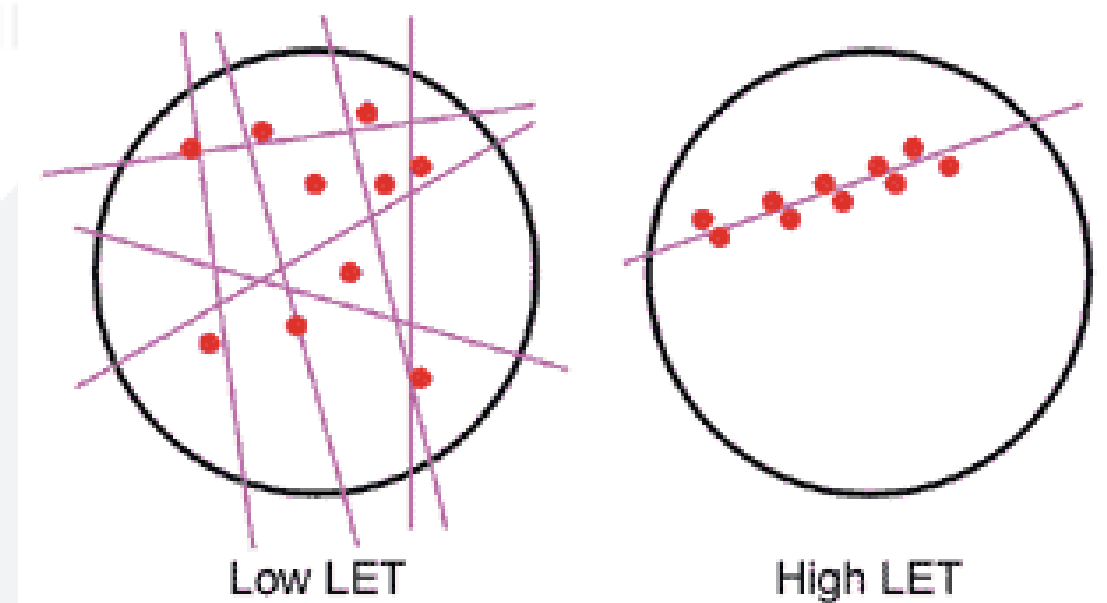
E_d = energy deposited in absorber, keV

x = linear distance, cm

ρ = density of absorber, g cm^{-3}

Più il valore del LET è alto, più la radiazione cede energia in un breve percorso:

- le particelle alfa, beta sono radiazioni ad alto LET (presentano valori di 10–200 keV/ μm per percorsi di pochi millimetri di materiale);
- i raggi X e gamma sono invece a basso LET (valori che variano da 0.2 a 3 keV/ μm per percorsi di molti centimetri di materiale).



Sources



Le sorgenti di radiazioni ionizzanti a bordo di un veicolo spaziale sono due.

- **Radiazioni da dispositivi nucleari a bordo:** si tratta di dispositivi nucleari impiegati nelle missioni spaziali per produrre energia elettrica, generare calore e fornire impulsi ad alta specificità, importanti soprattutto per le missioni lontano dalla Terra, come i generatori termoelettrico a radioisotopi (RTG).

- **Radiazioni da ambiente spaziale naturale.** L'ambiente naturale delle radiazioni ionizzanti è classificato in **tre tipi**: vento solare e particelle intrappolate nel campo magnetico planetario (se presente), raggi cosmici galattici (GCR) e solar energetic/event particles (SEPs).
 - A causa della temperatura estremamente elevata della corona solare, un flusso costante di radiazioni (fotoni, protoni ed elettroni) fuoriesce in direzione radiale dal Sole. Questa è una delle fonti costituenti la radiazione intrappolata nel campo magnetico planetario. Infatti un corpo celeste con un campo magnetico può intrappolare particelle, principalmente elettroni e protoni, che derivano da decelerazioni (bremsstrahlung) del vento solare, da collisioni di raggi cosmici ad alta energia con l'atmosfera del pianeta, e da particelle solari da eventi di tempeste magnetiche. I raggi cosmici galattici provengono dall'esterno del sistema solare e sono principalmente nuclei atomici da cui sono stati tolti gli elettroni. Probabilmente sono stati accelerati negli ultimi milioni di anni, hanno viaggiato attraverso la galassia, intrappolati dal campo magnetico galattico. Le particelle da eventi solari sono associati alle espulsioni di massa coronale, che sono più frequenti quando l'attività solare è più elevata.
 - La componente più dannosa per le missioni spaziali terrestri è quella degli elettroni e dei protoni intrappolati nella magnetosfera terrestre; solo in seconda battuta, si rilevano i protoni dei brillamenti solari, che hanno un picco sporadico in prossimità della massima attività solare, e in misura minore, la radiazione cosmica galattica.
 - Al di fuori della magnetosfera, predominano i protoni dovuti a eventi solari e i raggi cosmici.

Schematicamente, tra le sorgenti naturali consideriamo

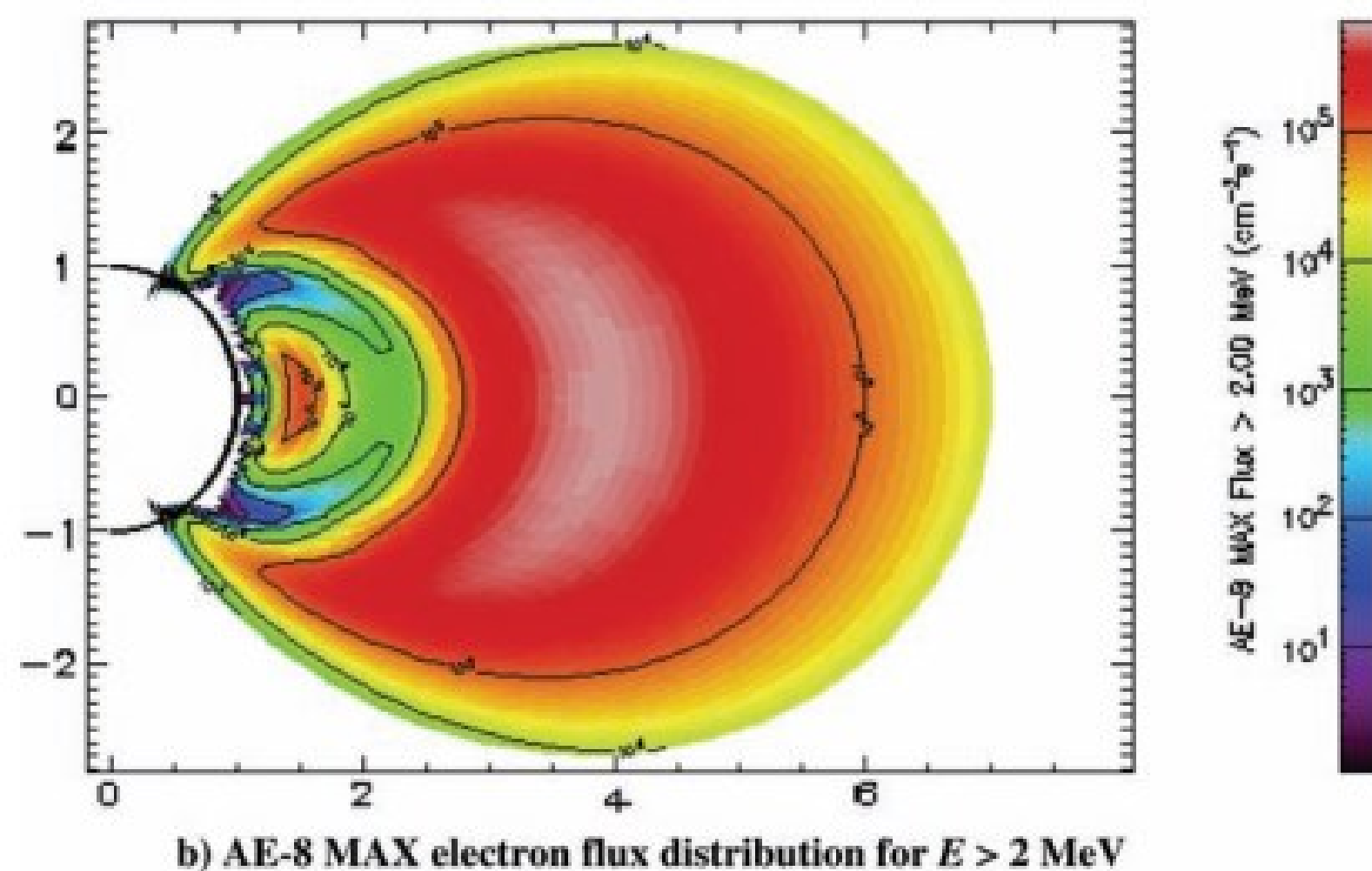
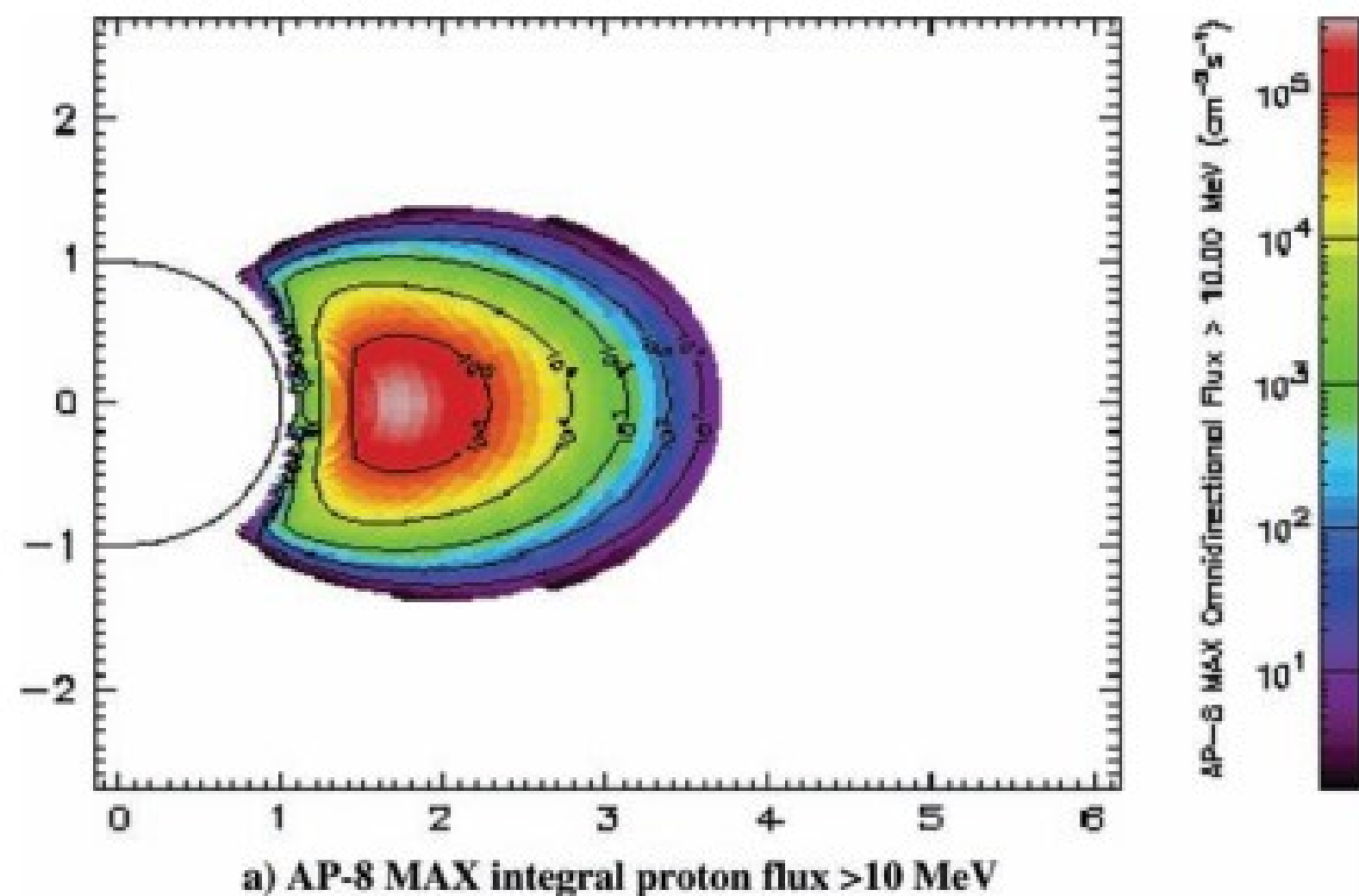
- ambiente di particelle trapped;
- ambiente di particelle transient:
 - solar energetic/event particles (SEP): flares, CME, eventi di vento solare;
 - galactic cosmic rays/radiation (GCR): atomi ionizzati che vanno da un singolo protone fino a un nucleo di uranio

Radiation source	Solar minimum	Solar maximum
Solar wind	Lower	Higher
Trapped radiation		
Electrons	Lower	Higher
Protons	Higher	Lower
Galactic cosmic rays	Higher	Lower
Solar particle events	Lower	Higher

TRAPPED PARTICLES/RADIATION

Le particelle cariche, principalmente **elettroni e protoni**, intrappolate nella magnetosfera terrestre provengono dal vento solare e dal decadimento dei neutroni prodotti dalle interazioni dei raggi cosmici galattici con l'atmosfera terrestre.

- Al di sotto dei 1000-1200 km di altitudine le radiazioni sono molto meno dannose, a eccezione dell'accumulo di particelle nell'anomalia dell'Atlantico meridionale, una depressione del campo magnetico che provoca un aumento della densità di radiazioni a quote inferiori al largo della costa del Brasile.
- La maggior parte dei danni che si verificano al di sotto di questa altitudine è dovuta ai protoni che popolano questa regione (fascia di Van Allen Interna).



I modelli più utilizzati della radiazione intrappolata per la Terra sono i modelli AP per i protoni e AE per gli elettroni, sviluppati dalla NASA e disponibili presso lo Space Science Data Center della NASA.

- Il **modello AP-8** forniscono flussi omnidirezionali di protoni intrappolati (particelle per unità di area per unità di tempo) di energia compresa tra 0.1 (in GEO) e centinaia di MeV, in funzione delle coordinate geomagnetiche. **AP-8 MAX** e **AP-8 MIN** individuano rispettivamente la massima e la minima attività solare.

- La figura a) illustra la distribuzione dei protoni del modello AP-8 MAX.
- I modelli **AE-8** forniscono flussi di elettroni omnidirezionali intrappolati di energie comprese tra 0.4 e 7 MeV in funzione delle coordinate geomagnetiche. **AE-8 MAX** e **AE-8 MIN** indicano rispettivamente la massima e la minima attività solare.

- La figura b) illustra la distribuzione degli elettroni del modello AE-8 MAX. Si noti la presenza di **due zone di aumento dell'intensità degli elettroni**, intervallate da una regione a bassa intensità (slot region): la zona di radiazione interna presenta energie più elevate rispetto alla zona esterna. Inoltre, alle **alte latitudini** la fascia esterna di elettroni si estende a quota molto bassa.

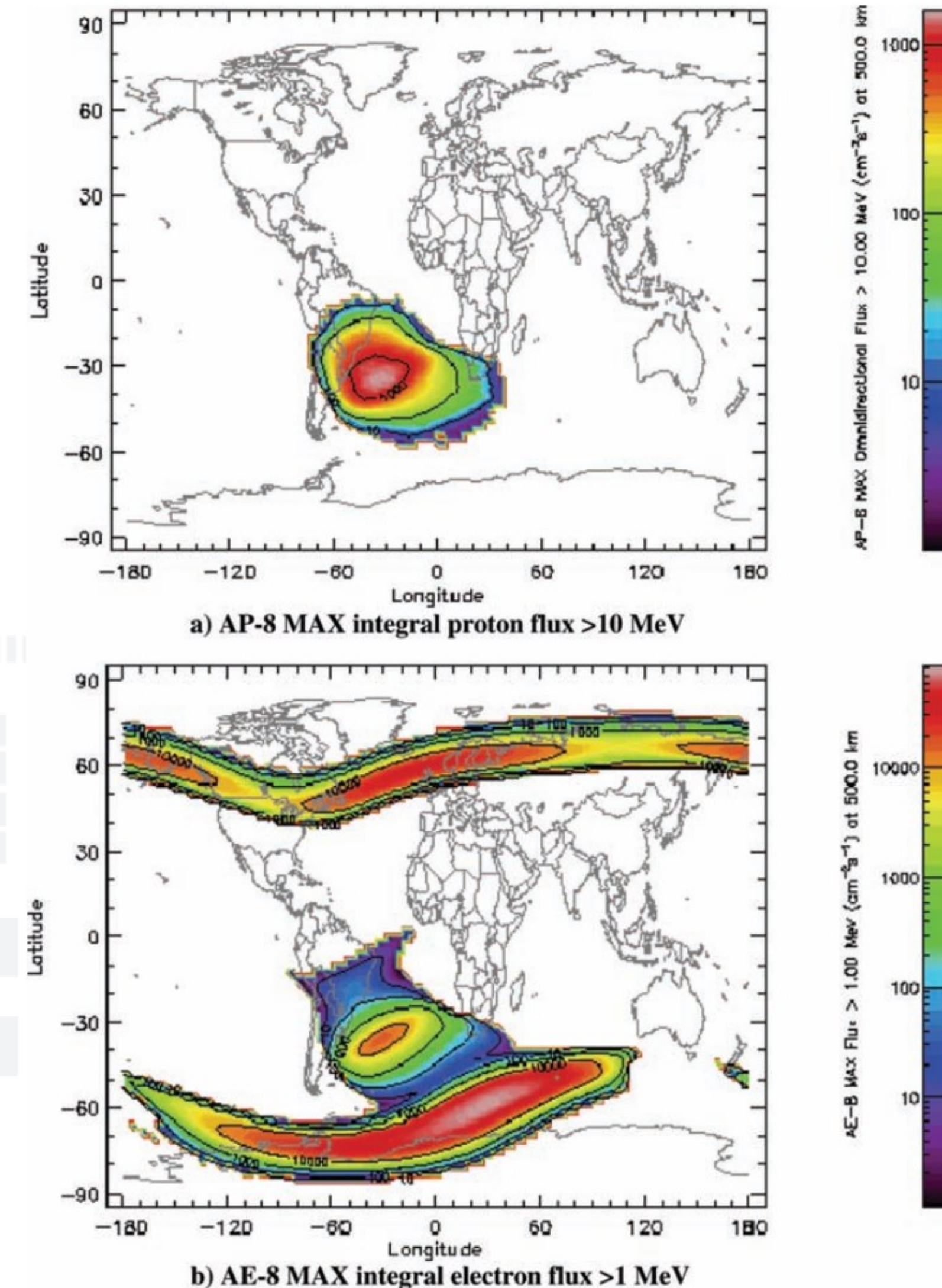
Trapped radiation intensities, distances in Earth radii. [From Space Enviro

Rispetto l'**attività solare**, la **densità di flusso dei protoni** (particelle per unità di superficie per unità di tempo) è **correlata negativamente** e la densità di flusso degli **elettroni** è **correlata positivamente**.

- La variazione dell'irraggiamento solare con il ciclo solare di 11 anni induce una periodicità dei flussi di protoni ed elettroni intrappolati a bassa quota. Durante il massimo solare l'atmosfera neutra della Terra si espande rispetto alle condizioni di minimo solare, così che i bordi a bassa quota delle fasce di radiazione vengono erosi a causa delle **maggiori interazioni con i costituenti neutri**. Infatti, al **massimo solare**, l'**aumento** dell'apporto di **UV solari** nell'atmosfera provoca l'**espansione dell'atmosfera**: l'aumento dell'altezza di scala dell'atmosfera **causa la rimozione** di un maggior numero di **protoni intrappolati** dalle fasce di radiazione, attraverso una maggiore perdita di energia e dispersione nell'atmosfera residua.
- Ne consegue che i **flussi AP-8 MAX** sono **minori** rispetto AP-8 MIN.

Come abbiamo visto, il **modello di dipolo** che meglio si adatta alle osservazioni del campo geomagnetico è quello **inclinato** rispetto ai poli geografici ed **eccentrico** rispetto al centro geometrico della Terra.

Questo offset di circa 550 km fa sì che una shell a sud del Brasile abbia un valore più alto che si avvicina alla superficie della Terra rispetto alla regione antipodale. Questa regione, che si sposta di circa 0.3 gradi all'anno, è la nota **anomalia dell'Atlantico meridionale**. Le *shell* a bassa quota contengono concentrazioni significativamente più elevate di protoni ed elettroni, come illustrato nella figura.

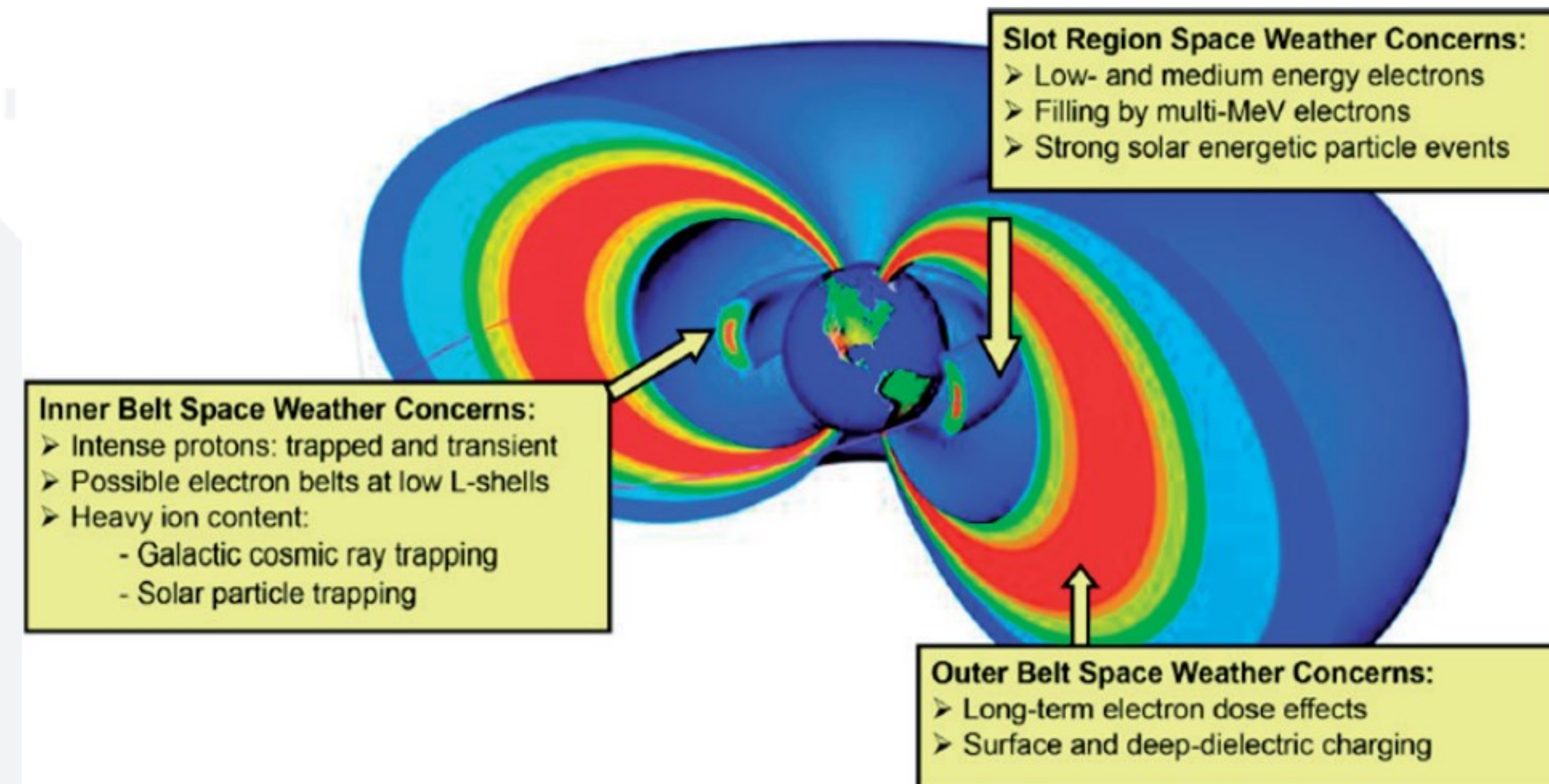


Proton and electron distribution at 500-km altitude. [From Space Environ-

Considerazioni sui modelli.

- Le versioni **AE8/AP8** sono state sviluppate dalla NASA e sono considerate lo strumento standard per la modellazione dei flussi di particelle intrappolate.
- I modelli empirici per il calcolo dei flussi di protoni ed elettroni orbitali IRENE (International Radiation Environment Near Earth) **AE9/AP9**, costruiti sulla base di osservazioni di radiazione intrappolata molto più recenti, dovrebbero sostituire completamente i loro predecessori.
- In realtà **entrambi** i modelli hanno dimostrato di essere in **disaccordo con le recenti osservazioni** di radiazione di particelle intrappolate in orbite a bassa quota e a bassa inclinazione. In particolare, le misurazioni in situ dei flussi di particelle intrappolate si sono collocate tra le previsioni dei due modelli per queste orbite, con **AE8/AP8** che **sottostimano** e **AE9/AP9** che **sovrastimano** i flussi delle particelle.

- I satelliti in orbita terrestre media (**MEO**) e in orbita geostazionaria (**GEO**) sono soggetti agli impatti della **fascia esterna** di radiazioni di Van Allen.
- I satelliti **LEO** incontrano i flussi di particelle più intensi nella **SAA**, che è considerata la regione principale in cui i veicoli spaziali ricevono la maggior parte dell'esposizione alle radiazioni durante le missioni di volo spaziale.



SOLAR EVENT/ENERGETIC PARTICLES/PROTONS (SEP/SPE)

SPE sono flussi di particelle, sostanzialmente **protoni**, che si sprigionano dal Sole durante un'espulsione di massa coronale **CME**, (solitamente) in associazione con eventi di brillamento solare che si verificano in coincidenza. L'accelerazione delle particelle è dovuta allo sviluppo di un'onda d'urto magnetoidrodinamica che si propaga dal Sole in tutto il mezzo interplanetario.

- Il danno ai veicoli spaziali dovuto ai protoni degli eventi solari diventa **più significativo ad altitudini e inclinazioni più elevate** ed è la preoccupazione predominante che limita la vita delle missioni nello spazio interplanetario.
- La **densità del flusso** della radiazione emessa è **correlata positivamente con l'attività solare**, con **flussi più bassi** durante i periodi di **bassa attività solare**, e **flussi più alti** e più frequenti durante i **periodi di maggiore attività solare**.

Sono disponibili diversi modelli per stimare la fluenza (flusso integrato nel tempo, quindi ha unità di particelle per unità di area) degli eventi di particelle solari: il modello King (King 1974), il modello JPL (Feynman et al. 1993), il modello ESP (Emissione di protoni solari) (Xapsos et al. 1999, 2000), i modelli **SAPPHIRE** (Jiggins et al., 2018).

GALACTIC COSMIC RAYS (GCR)

Gli esperimenti da pallone di Hess (1912) hanno permesso di stabilire che la Terra è esposta ad alcuni raggi ionizzanti provenienti dall'alto dell'atmosfera terrestre. In seguito è stato accertato che questi raggi cosmici non sono fotoni, ma particelle cariche altamente energetiche, per lo più **nuclei di atomi** più o meno leggeri.

- I raggi cosmici comprendono essenzialmente tutti gli elementi della tavola periodica: circa l'85% di protoni, 14% di particelle alfa e 1% di nuclei pesanti (ferro, uranio).
- Il livello di **flusso** di queste particelle è **molto basso**.
- Ciononostante, esse **producono un'intensa ionizzazione** al loro passaggio nella materia perché viaggiano a una **velocità** molto vicina a quella della luce e perché alcune di esse sono composte da **elementi molto pesanti** come il ferro.
- Gran parte dei GCR ha un'energia compresa tra 100 MeV e 10 GeV.
- Modello di riferimento: **ISO 15390**.

Lo **spettro dei raggi cosmici** può essere approssimato da una legge di potenza

$$I = I_0 E^{-\gamma}$$

con

I = flux density, particles $\text{m}^{-2} \text{s}^{-1} \text{sr}^{-1}$

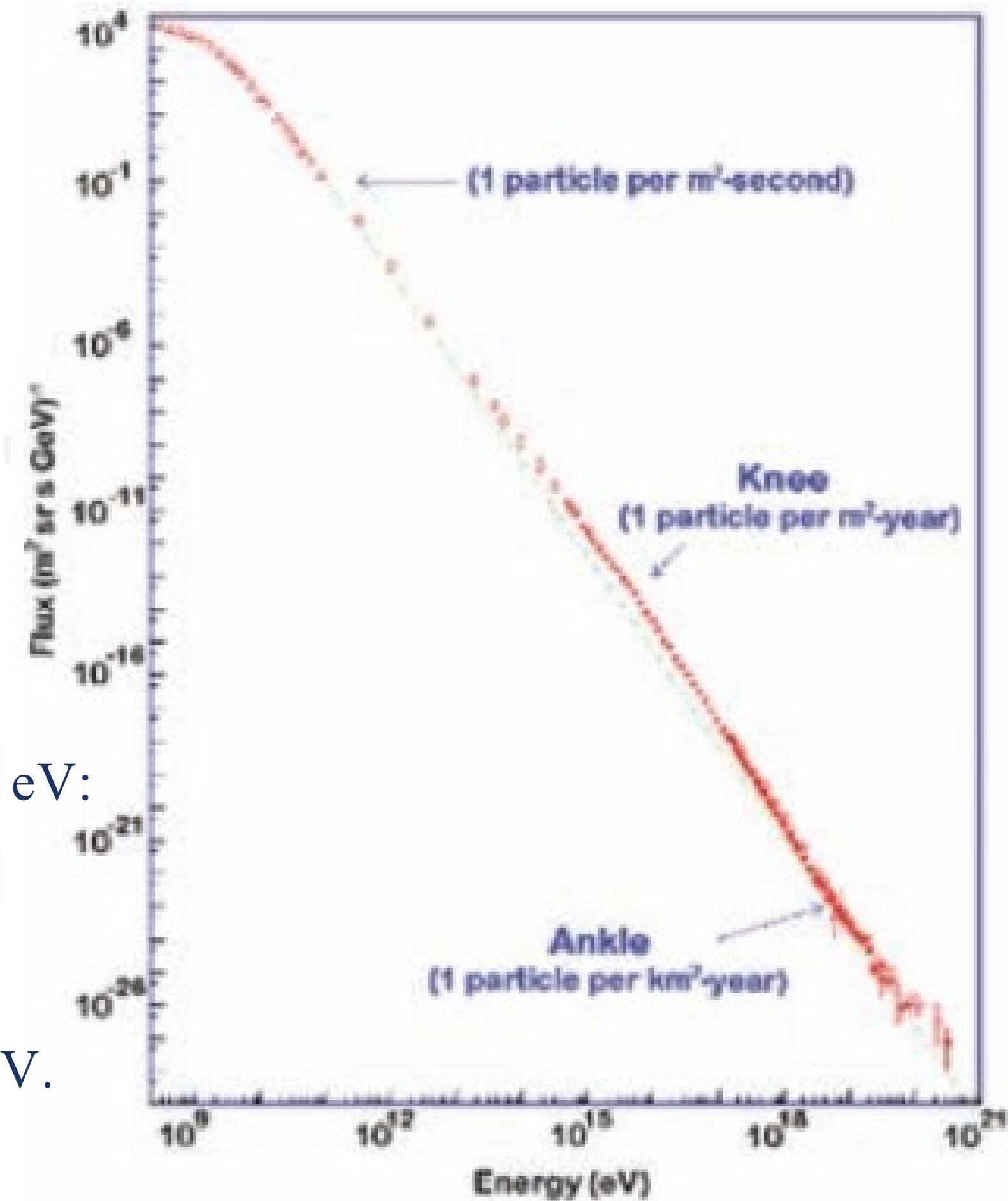
I_0 = const $\approx 18,000$, particles $\text{m}^{-2} \text{s}^{-1} \text{sr}^{-1}$

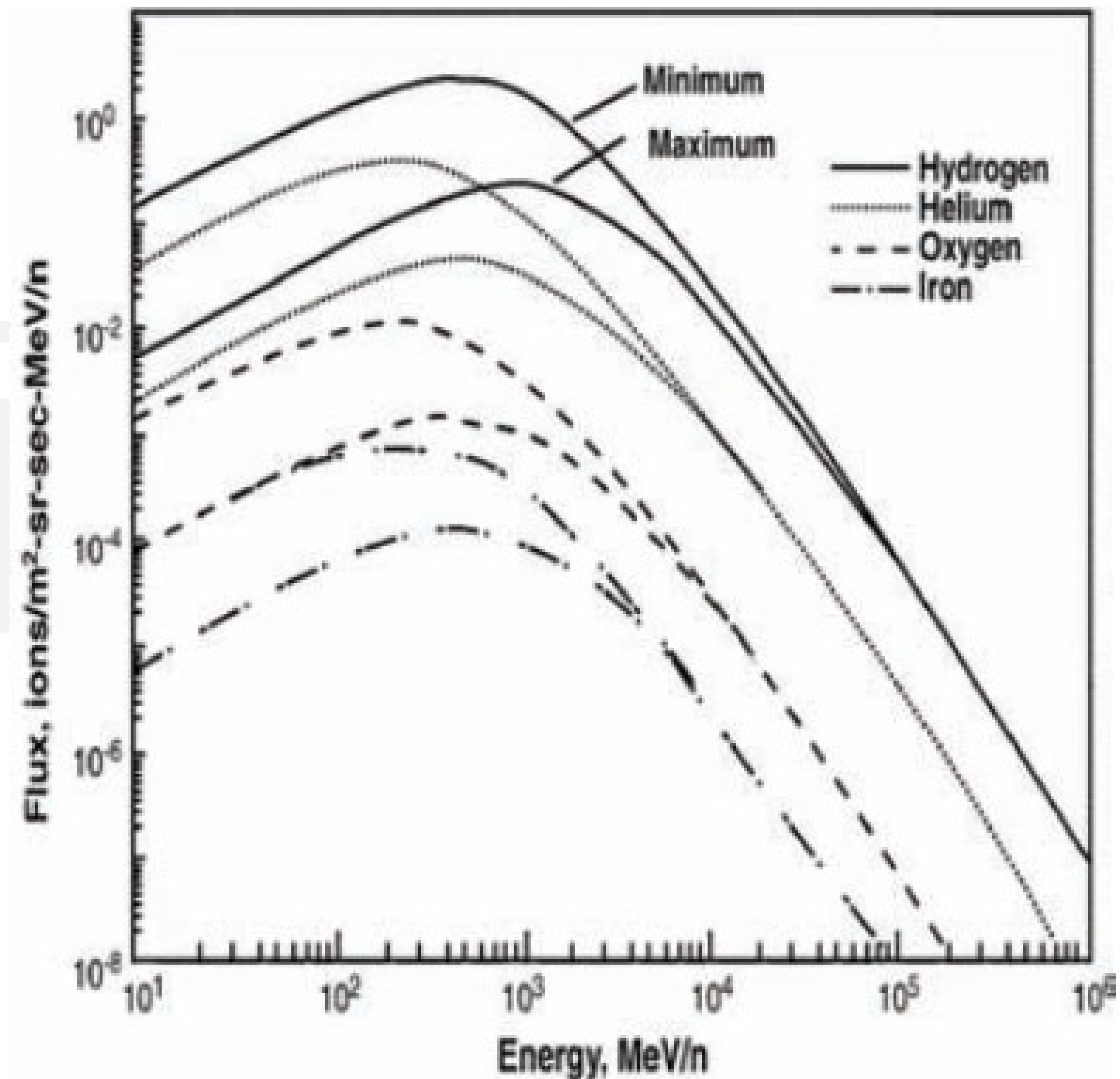
E = total energy, GeV

γ = spectral index ≈ 2.7

Lo spettro presenta una piccola pendenza spettrale, o ginocchio, in prossimità di 10^{15} eV:

- valori di γ al di sotto di 10^{15} eV sono prossimi a 2.65,
- mentre valori di γ sopra 10^{15} eV sono prossimi a 3.00;
- le due approssimazioni incontrano il ginocchio della spettro in prossimità di 10^{15} eV.





In figura è riportato il flusso di ioni specifici ricevuti a terra.

- L'entità del **flusso** è **correlata negativamente con l'attività solare**: il **minimo di GCR al massimo solare** e il **massimo di GCR al minimo solare**.
- Durante la **massima attività solare**, è più probabile che il Sole espella materia/vento solare con campi magnetici localizzati che deflettono alcune delle particelle di raggi cosmici galattici a più bassa energia, **inferiori a 10^9 eV**, e la cui accelerazione è probabilmente dovuta al sistema solare.
- Le particelle di raggi cosmici galattici con energie **superiori a 10^9 eV** sono di **origine extrasolare** con accelerazioni dovute a onde d'urto in resti di supernova.

L'intensità dei raggi cosmici galattici **varia anche in funzione della distanza dal Sole e dell'angolo fuori dal piano dell'eclittica**.

Effects

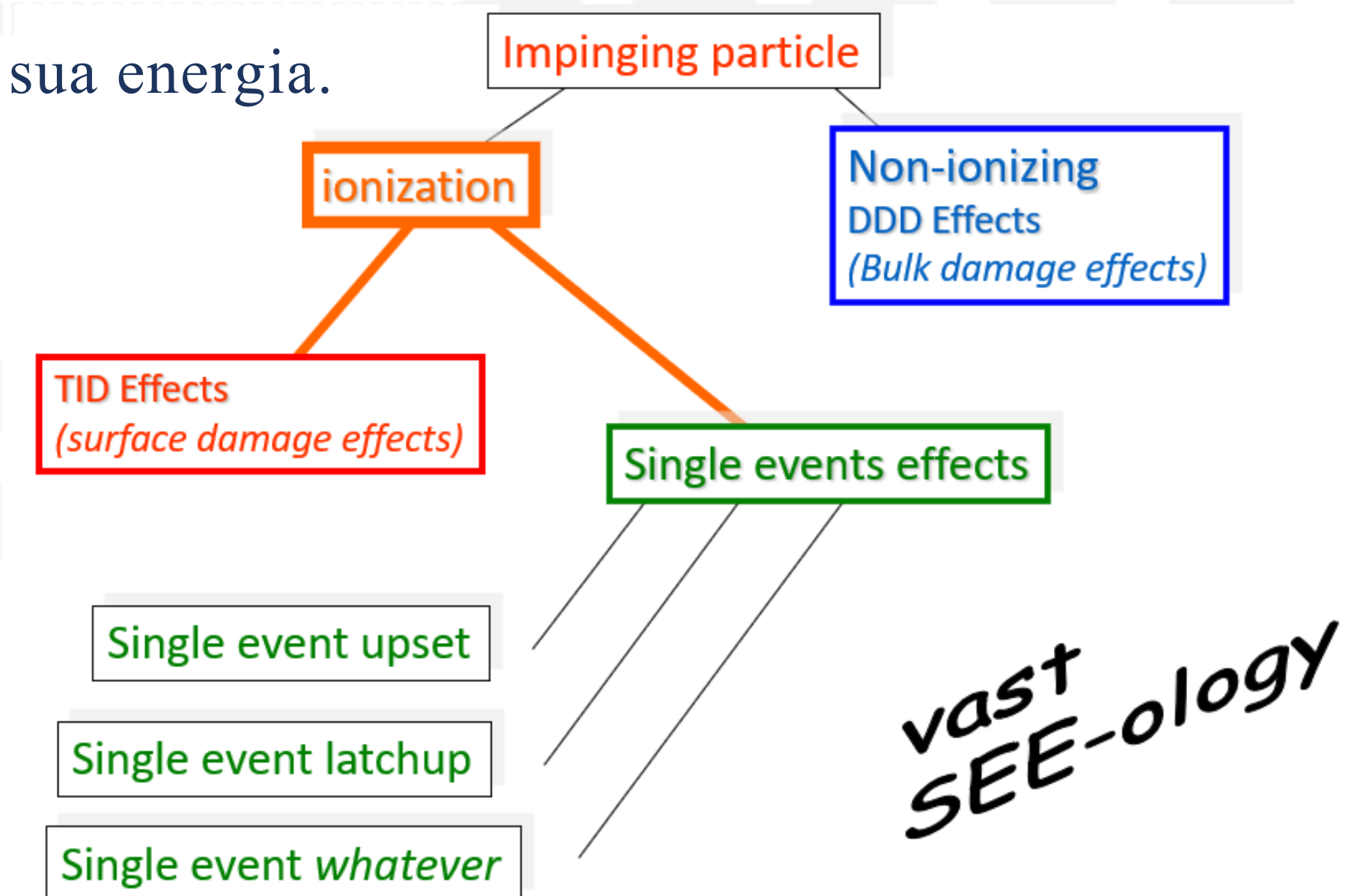


RADIATION EFFECTS IN ELECTRONICS/SEMICONDUCTORS

Gli effetti dell'ambiente spaziale naturale includono

- spacecraft charging (SC)
- displacement damage (DD) o TNID effects (displacement damage non-ionizing dose effects)
- **single event effects (SEEs)** due to a single particle
- **total ionizing dose (TID)**

L'effetto specifico dipende dalla sorgente, dal tipo di particella incidente, dalla sua energia.



Cumulative (total dose) effects:

- *Effects that change with continuity (gradually) with increased exposure to radiation (predictable)*
- *Damage/deterioration can be monitored until it goes too far.*
- *tell tale concepts and words:*
 - *small energy transfers; accumulation of effects; gradual parameter shifts (thresholds, leakage currents, type inversion,...); fluence; dose; ...*

Single Event Effects:

- *Effects that occur stochastically (suddenly).*
- *Not predictable on event to event basis (PROBABILITIES).*
- *tell tale concepts and words: sudden anomalous signal; catastrophic consequences of a rare event; sooner or later; a matter of time; stochastic; probabilities; cross-sections; flux (luminosity); evaluation of risk; redundancy (backup); should have know better; bad luck; voodoo...*



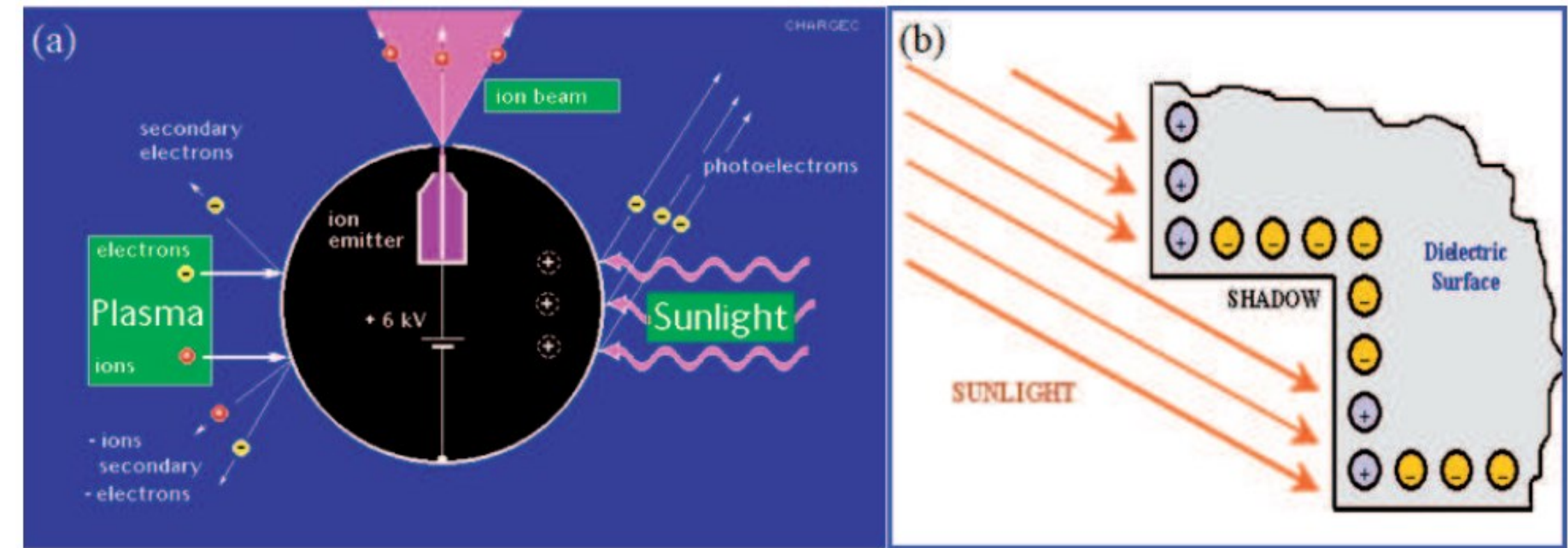
SPACECRAFT CHARGING (SC)

Spacecraft charging (SC) è l'**accumulo di cariche** sulle superfici del veicolo spaziale o al suo interno.

- I principali ambienti spaziali naturali che contribuiscono alla SC includono l'ambiente termico del plasma, elettroni ad alta energia, la radiazione solare e i campi magnetici.

SC **provoca variazioni del potenziale elettrostatico** di una superficie del veicolo spaziale rispetto all'ambiente di plasma circostante e variazioni di potenziale in diverse parti del veicolo spaziale.

- Le **scariche elettrostatiche** sembrano essere le più pericolose di tutte le conseguenze. Le scariche elettrostatiche possono causare danni strutturali, il degrado dei componenti del veicolo spaziale e anomalie operative dovute a danni all'elettronica.



Le SC possono essere classificate in due classi.

- La **carica superficiale** è causata da plasma a bassa energia (< 100 keV) e da correnti fotoelettriche. La carica superficiale può essere assoluta o differenziale.
 - La **carica assoluta** si verifica quando il potenziale del satellite rispetto al plasma ambientale è uniformemente, mentre la carica differenziale si verifica quando le parti del veicolo spaziale del veicolo spaziale sono caricate a un potenziale diverso l'una dall'altra.
 - La **carica differenziale** può essere causata anche dall'auto-ombra del satellite.

La carica differenziale delle superfici del veicolo spaziale è più dannosa della carica assoluta (relativa al plasma ambiente). plasma ambientale). La prima può avere effetti di scarica che possono disturbare le operazioni dei satelliti, come danni ai materiali fisici e satellitari, come il danneggiamento dei materiali fisici e la generazione di interferenze elettromagnetiche (EMI) e conseguenti impulsi transitori. Le conseguenze delle scariche includono anche disturbi nei dati e nei cablaggi, sputtering e attrazione di specie chimicamente attive. specie chimicamente attive

- La **carica dielettrica interna** è causata da elettroni ad alta energia (> 100 keV), che penetrano nelle apparecchiature del veicolo spaziale dove depositano cariche all'interno di materiali isolanti. Le scariche interne sono più dannose in quanto si verificano all'interno di materiali dielettrici e conduttori ben isolati, che si trovano in prossimità di circuiti elettronici.

DISPLACEMENT DAMAGE (DD)

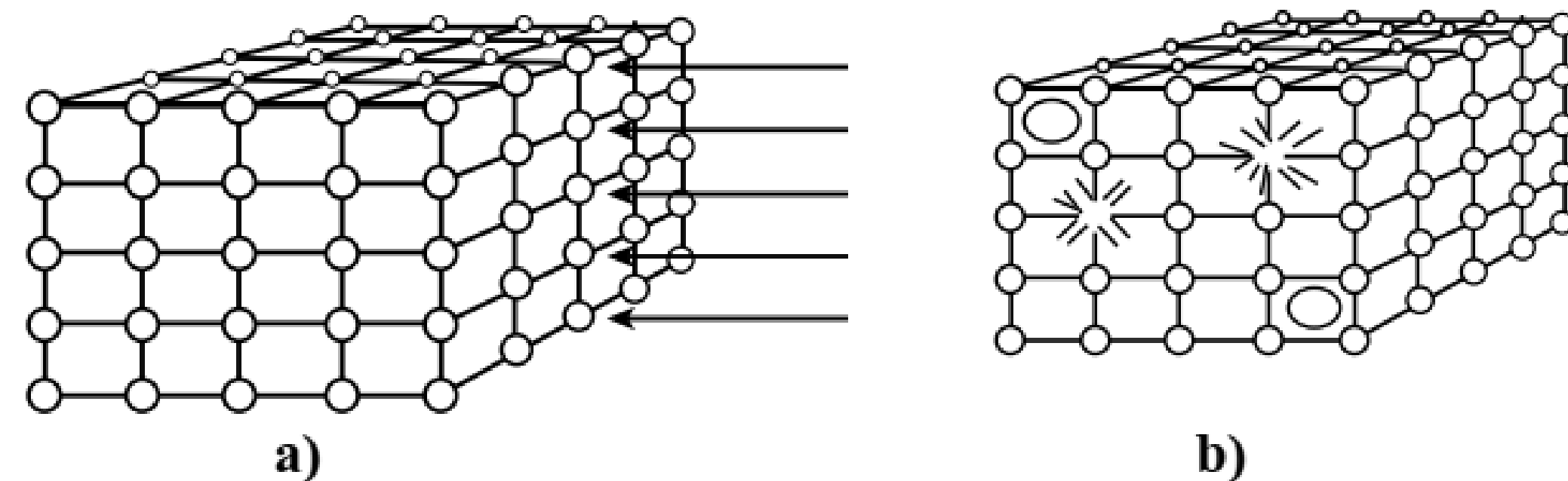
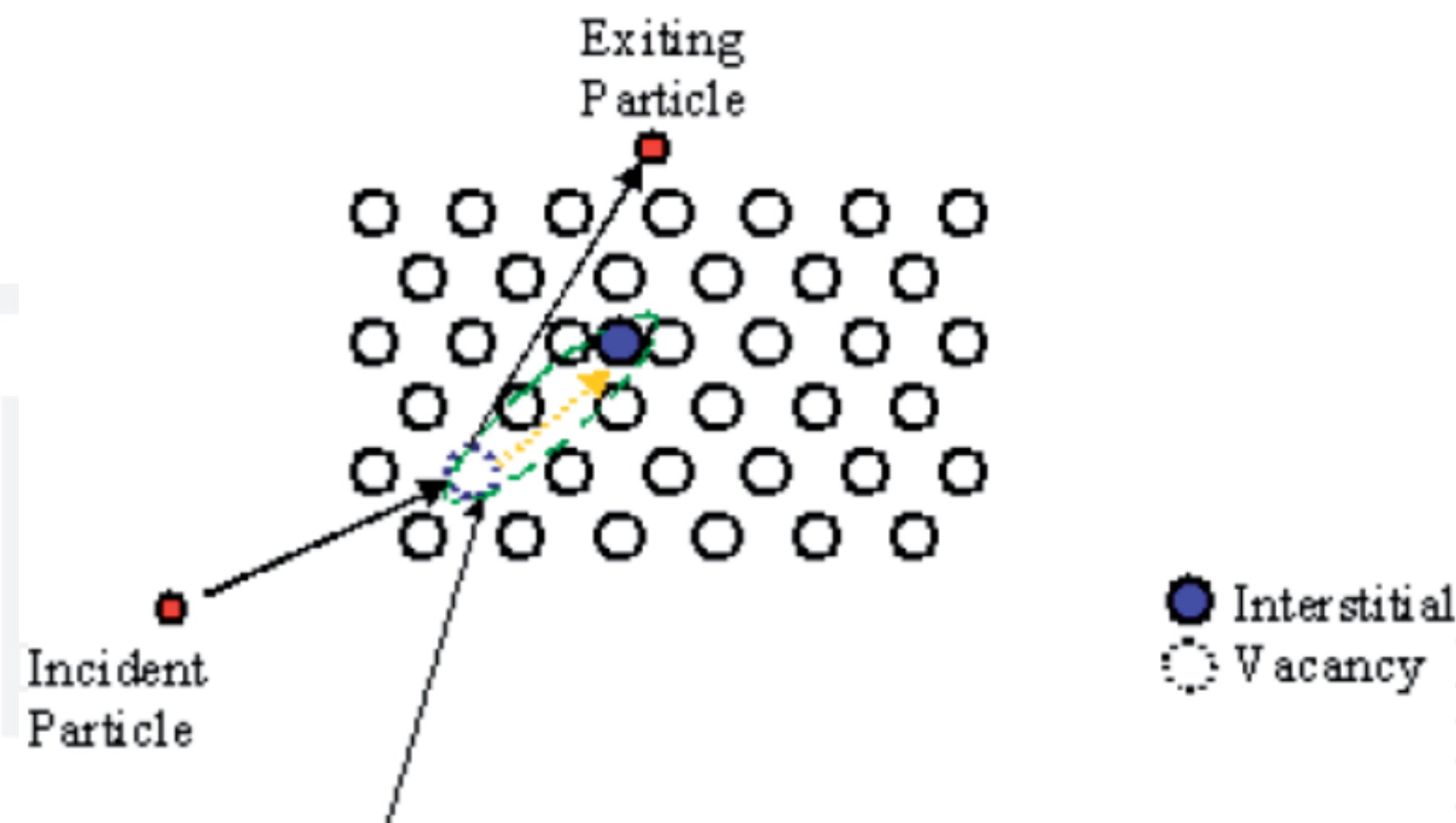
Quando le particelle energetiche incidono un materiale solido perdono la loro energia tramite processi **ionizzanti** e non ionizzanti mentre attraversano il materiale. La conseguenza di questa perdita di energia è la **produzione di coppie elettrone-lacuna** e il **dislocamento di atomi**. Le lacune (cioè l'assenza di un atomo dalla sua normale posizione nel reticolo) e gli interstiziali (cioè il movimento di un atomo spostato in una posizione reticolare impropria) sono i principali **difetti reticolari** che si creano inizialmente.

- La combinazione di un lacuna e di un interstiziale adiacente è nota come coppia di Frenkel o coppia stretta o complesso difetto-impurità
- Due lacune adiacenti possono formare un difetto noto come bilacuna o divacancy. Inoltre, nel silicio irradiato possono verificarsi raggruppamenti locali di lacune più grandi.

Una volta formati dalla radiazione incidente, i difetti si riordinano per formare una configurazione più stabile. La misura in cui i difetti alterano proprietà del materiale semiconduttore e dei dispositivi dipende dalla natura dei difetti e dal tempo successivo alla dei particolari difetti e dal tempo successivo alla creazione del difetto a una determinata temperatura. temperatura. Il danno da spostamento provoca il degrado delle proprietà dei materiali e dei dispositivi.

Incident energetic particles on a solid experience ionizing and non-ionizing energy loss (NIEL). For charged particles the ionizing energy loss predominates and results in the production of electron-hole pairs. As second effect massive particles transfer momentum on the atoms in the solid, thereby displacing the atoms from their positions in the crystal lattice. The resulting unoccupied lattice site is called vacancy. The displaced atom eventually settles in a non-lattice position, a so called interstitial. Often the energy of the incoming particle is high enough to displace several atoms and the displaced atoms themselves can displace other atoms on their way through the crystal creating a cluster of defects. Particles that give rise to displacement damage are mainly protons, neutrons, electrons, and heavy ions. The major particle of concern for displacement damage in the natural space environment is the proton. Defects in the periodicity of the lattice give rise to new energy levels within the bandgap of a semiconductor resulting in a change of the optical and electrical properties of the material. Those levels lead to (i) generation of electron-hole pairs which increases the leakage current, (ii) act as recombination centers of electron-hole pairs which causes gain degradation in bipolar transistors, (iii) temporarily trap electrons which reduces the charge-transfer efficiency in CCDs, (iv) compensate donors or acceptors which alternates device properties that depend on the carrier concentration, (v) let electrons tunnel through barriers by means of defect levels which causes a reverse current in pn junctions, and (vi) act as scattering centers for charge carriers which decreases their mobility.

La figura illustra la collisione tra una particella in ingresso e un atomo del reticolo, che provoca lo spostamento di un atomo.



Displacement damage: a) Atoms in a crystal are arranged in an orderly manner before bombardment by electrons. b) Incoming electrons displace atoms and cause the crystal to have poor electrical properties.

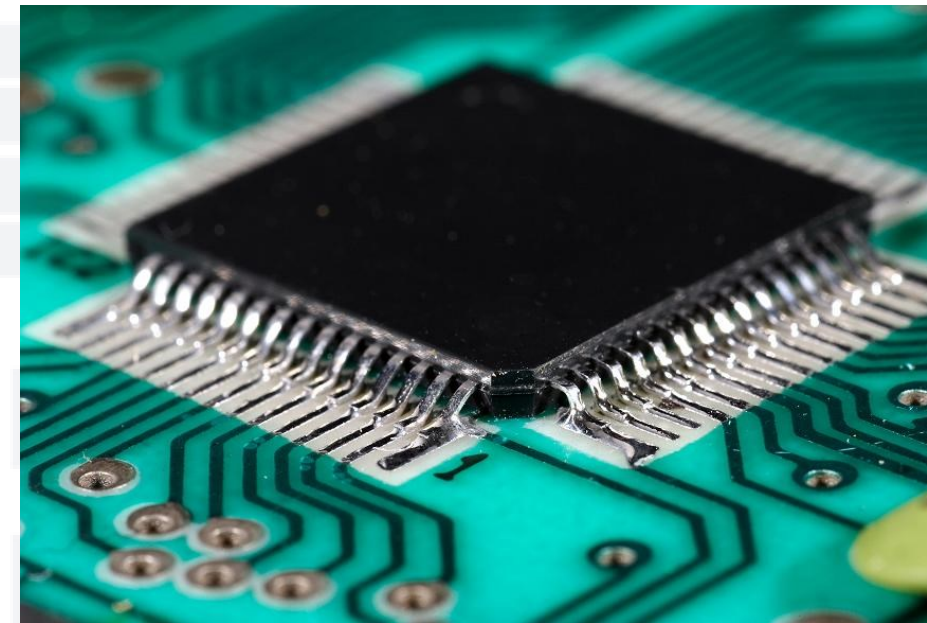
I displacement damage sono un danno cumulativo come risultato della deposizione dell'energia delle particelle nel bulk del semiconduttore, che sposta gli atomi dalla posizione originale del reticolo: in altre parole, è il risultato di una radiazione che provoca **spostamenti atomici** quando la radiazione interagisce con i nuclei, spostandoli o rimuovendoli dai loro siti reticolari. **NON avviene ionizzazione.**

- TNID (Total Non-Ionization Dose) / DDD (Displacement Damages Dose)

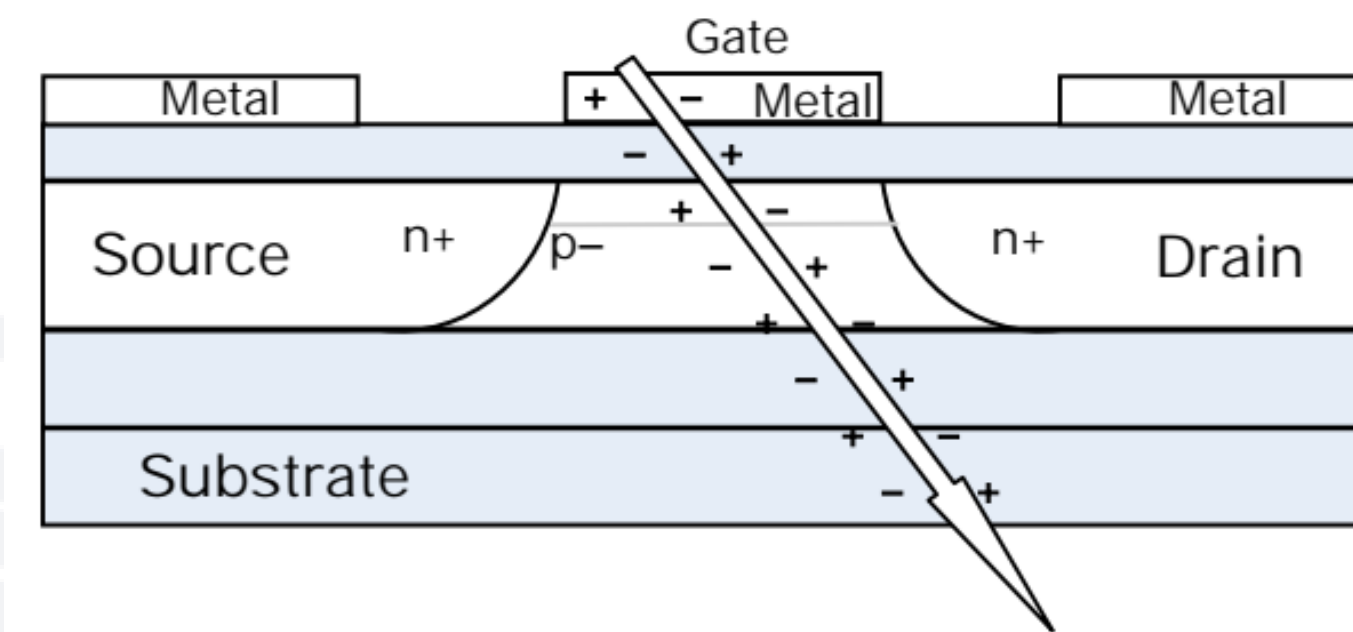
SINGLE EVENT EFFECTS (SEE)

Nello spazio i dispositivi elettronici possono ricevere impatti di protoni o ioni pesanti durante il loro tempo di volo.

- Oltre agli effetti di dose totale, causati dalla deposizione additiva/cumulativa di energia da parte di molte particelle, esiste una serie di fenomeni causati da singole particelle.
 - Gli effetti di un singolo evento (SEE) sono eventi individuali che si verificano quando una singola particella ionizzante incidente deposita un'energia sufficiente a causare un effetto in un dispositivo.
 - I SEE sono generalmente causati da due sorgenti di radiazioni spaziali: i **protoni ad alta energia** (di origine solare) e i **raggi cosmici**.



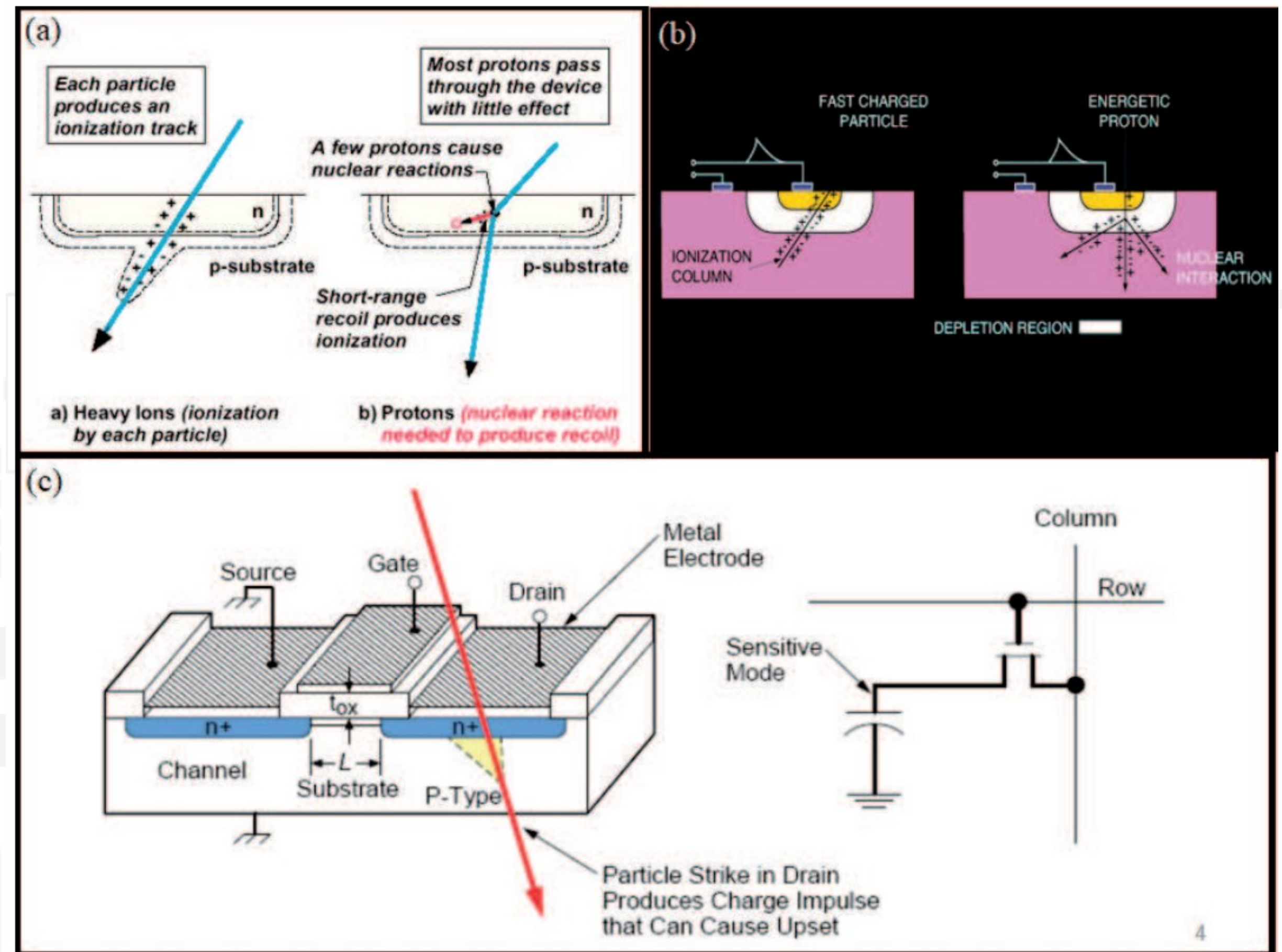
Questi effetti sono causati da una singola particella energetica che interagisce con un dispositivo a semiconduttore e lascia dietro di sé una traccia ionizzata, generando un'area di perturbazione. L'effetto può assumere diverse forme, a seconda del tipo di dispositivo: un transitorio nei segnali di uscita del dispositivo, un bit flip in una cella di memoria, un latch-up distruttivo, un burn-out...



Deposition of energy in a semiconductor device.

Deposition of electron-hole pairs in a semiconductor, creating a conducting channel between the two layers separated by the depletion region (SEB).

L'errore nell'output o nel funzionamento del dispositivo causato dall'urto è chiamato soft error. In figura sono illustrati i meccanismi SEU di ioni pesanti e protoni nei dispositivi (per esempio, memorie dinamiche ad accesso casuale o DRAM) e la deposizione di energia da parte dei raggi cosmici galattici nei dispositivi. Le SEU possono causare un reset o una riscrittura in un dispositivo normale, come nei componenti analogici, digitali o ottici, e possono anche avere effetti nei circuiti di interfaccia circostanti.



Classificazione

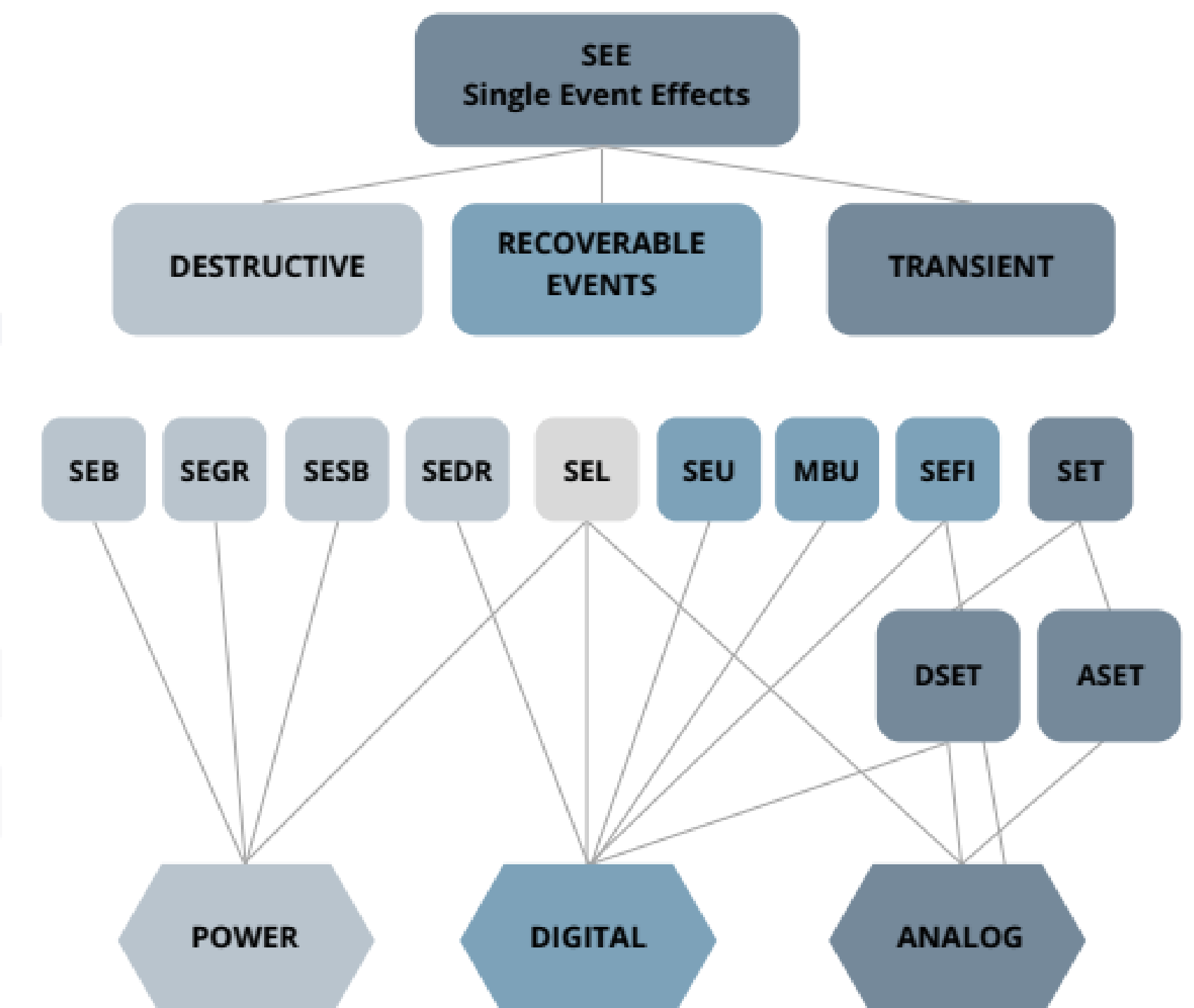
I fenomeni di evento singolo possono essere classificati almeno in quattro categorie: (i) single event upset (SEU), (ii) single event latch-up (SEL), (iii) single event burnout (SEB) e (iv) single event gate rupture (SEGR).

- SEU è un cambiamento di stato causato da ioni o radiazioni elettromagnetiche che colpiscono un nodo sensibile in un dispositivo microelettronico, come per esempio un microprocessore, una memoria a semiconduttore o un transistor di potenza. Il cambiamento di stato è il risultato della carica libera creata dalla ionizzazione all'interno o in prossimità di un nodo importante di un elemento logico (per esempio, un bit di memoria).
- Il termine SEL è utilizzato nei circuiti integrati (IC) per descrivere un particolare tipo di cortocircuito che può verificarsi in un circuito progettato in modo non corretto. I SEL sono errori gravi, e possono causare danni permanenti. Possono provocare una corrente di funzionamento elevata, superiore alle delle specifiche del dispositivo, abbassare la tensione del bus o danneggiare l'alimentatore. Il latch-up può essere causato da protoni in dispositivi molto sensibili. Un SEL viene corretto o cancellato da un reset all'accensione o da un power strobing del dispositivo. Il SEL è fortemente dipendente dalla temperatura. Se l'alimentazione non viene rimossa rapidamente, si può verificare un guasto catastrofica a causa di un riscaldamento eccessivo o di un guasto della metallizzazione o del filo di collegamento. SEB è una condizione causata da uno stato di corrente elevata in un transistor di potenza.

Classificazione

Per la verità, la grande genealogia dei materiali semiconduttori e di tecnologie fa sì che gli effetti siano molto vari.

SEE TYPE		Destructive (Y/N)	Brief Description	Affected devices
SEU	Single Event Upset	N	Corruption of the information stored in a memory element.	Memories, latches in logic devices.
MBU	Multiple Bit Upset	N	Several memory elements corrupted by a single strike	Memories, latches in logic devices.
SEFI	Single Event Functional Interrupt	N	Loss of normal operation.	Complex devices with built-in state/control sections.
SET	Single Event Transient	N	Pulse response of certain amplitude and duration.	Analog, mixed signal devices
SED	Single Event Disturb	N	Momentary corruption of the information stored in a bit.	combinational logic, latches in logic devices
SHE	Hard Error Event	N	Unalterable change of state in a memory cell.	Memories, latches in logic devices.
SEL	Single Event Latch-up	Y	Unexpected high current generation.	CMOS, BiCMOS
SESB	Single Event Snapback	Y	Unexpected high current generation.	N-Channel Power MOSFET, SOI
SEB	Single Event Burnout	Y	Destructive burn-out.	BJT,
SEGR	Single Event Gate Rupture	Y	Rupture of the gate dielectric.	Power MOSFETs
SEDR	Single Event Dielectric Rupture	Y	Rupture of the dielectric layer.	Non-volatile NMOS, FPGA, linear devices, ..



Classificazione

Single-event effects (SEE) are transient or permanent effects that result from a single or a few quanta of radiation. Their effects on electronic devices are normally divided into four categories characterized by the performance defect.

Single-event upset (SEU) is a radiation-induced transient or soft error in electronic devices caused by the ionization trail of electron-hole pairs that results from the transit of a quantum of radiation. It can manifest itself as a transient pulse in an analog device or circuit or as a bit flip in a digital logic device. These are soft errors in that the device will otherwise continue to perform normally. Error detection and correction codes are often utilized to reduce the effects of SEUs in digital logic devices, especially semiconductor memories.

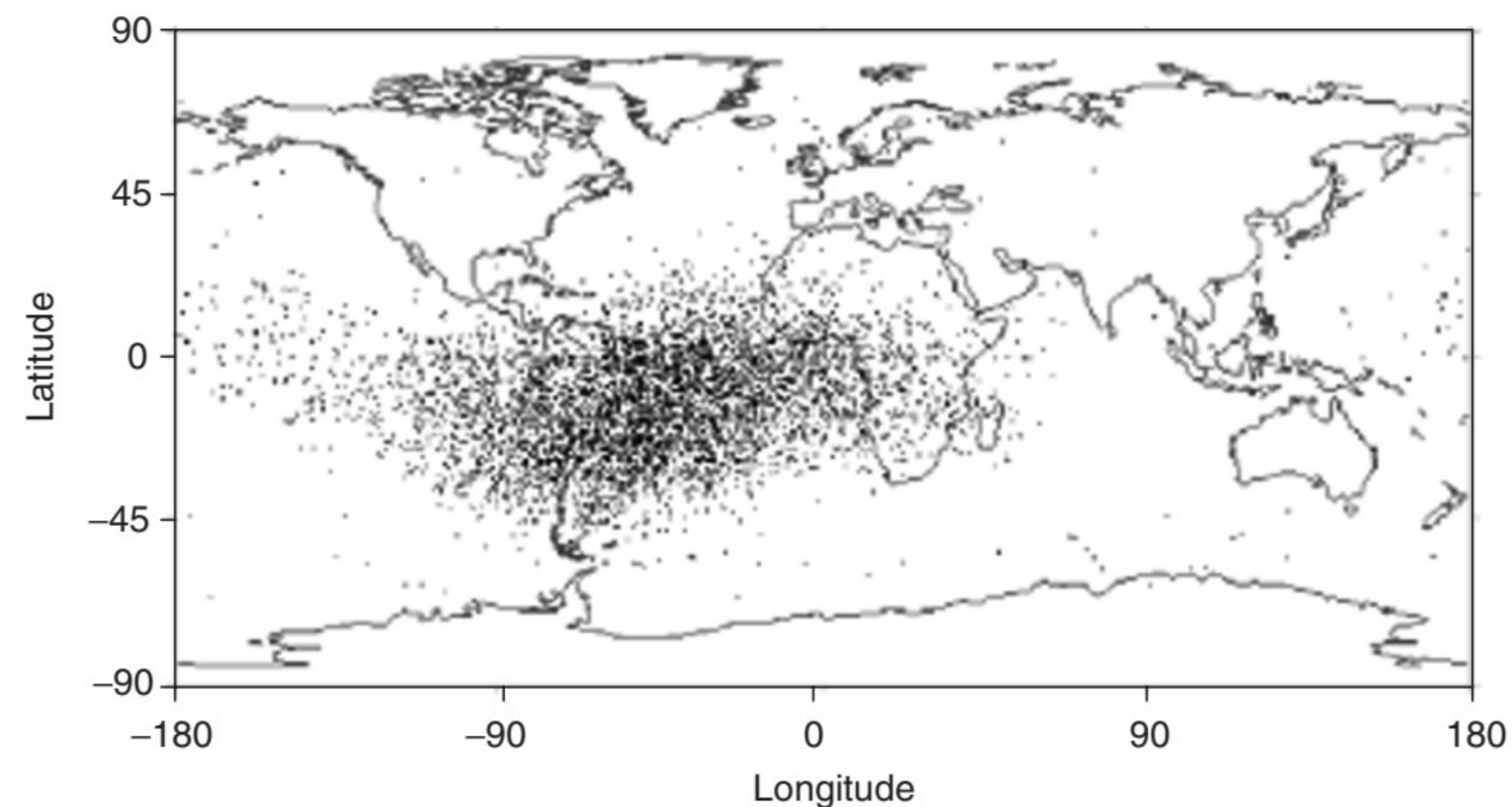
Single-event hard error (SEHE) is a radiation-induced permanent change in the operation of electronic devices caused by the ionization trail of electron-hole pairs that results from the transit of a quantum of radiation. An example would be a permanently stuck bit in a logic device.

Single-event latchup (SEL) is a radiation-induced condition that results in excessive power draw in electronic devices caused by the ionization trail of electron-hole pairs from the transit of a quantum of radiation. The ionization trail causes a short circuit between the power supply and ground in semiconductor devices that can result in large currents if not externally limited. A shutdown and repowering of the circuit is generally sufficient to correct the problem, if the power was limited. If power is not limited or quickly removed, catastrophic failure may occur due to excessive heating and failure of the metallization or wire bonds.

Single-event burnout (SEB) is a radiation-induced condition that results in excessive power draw in a power transistor caused by the ionization trail of electron hole pairs from the transit of a quantum of radiation. This is a permanent destructive failure. SEBs include burnouts of power metal oxide semiconductor field effect transistors (MOSFETs) and gate ruptures.

Il verificarsi di effetti a evento singolo è **diventato più probabile** con la riduzione delle dimensioni dei dispositivi e l'aumento del numero di diodi e transistor: di conseguenza, si è ridotta la carica critica necessaria a causare un evento.

Le particelle da eventi di brillamenti solari rappresentano l'ambiente più estremo per la produzione di SEU, soprattutto per i veicoli spaziali nello spazio interplanetario. La maggior parte dei SEU proviene da protoni ad alta energia attraverso interazioni nucleari e non attraverso la deposizione diretta da parte di protoni o raggi cosmici. Per i satelliti LEO, i protoni intrappolati, soprattutto nella SAA, sono la più grande minaccia di SEE.



Single-event upsets in the S80/T on-board computer program memory at 1330 km altitude (Reproduced by permission of University of Surrey)

“Single Event Effects” (SEE) are becoming more and more important!

This is due to:

- increased sensitivity hence stricter requirements for new applications outside of traditional fields ;
- **growing complexity** of whole systems (computers, servers,...)

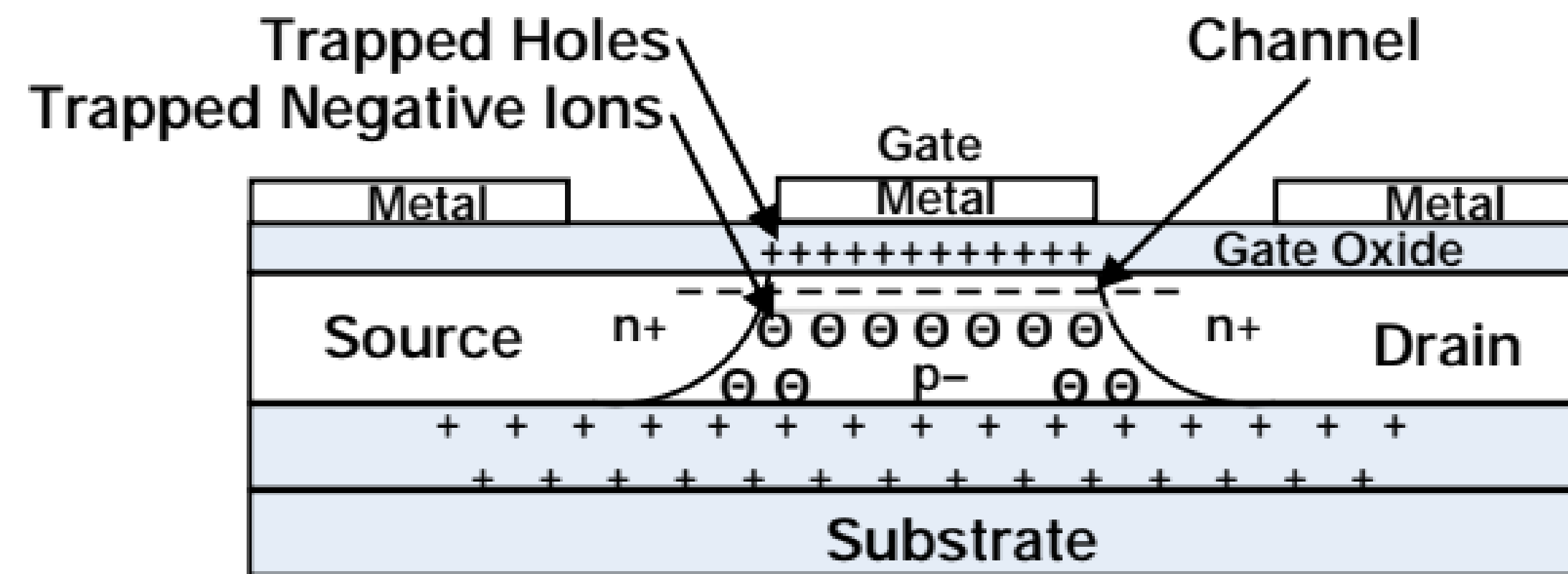
TOTAL IONIZING DOSE (TID)

La dose ionizzante totale (TID) si riferisce alla quantità di energia che i **processi di ionizzazione creano e depositano** nei materiali come i semiconduttori o gli isolanti quando le particelle eccitate li attraversano.

- La TID può causare **guasti** ai dispositivi o danni biologici agli astronauti.
- La TID è principalmente causata da elettroni e protoni, soprattutto a seguito di eventi di particelle energetiche solari e del loro passaggio attraverso la SAA.
- Nell'orbita terrestre bassa, la **principale fonte** di dose è costituita da elettroni e protoni della fascia di Van Allen interna; mentre in orbita geostazionaria, la fonte principale è costituita da elettroni nella fascia di Van Allen esterna e da protoni solari.

La dose ionizzante totale (TID) può essere misurata in termini di **dose assorbita**, che è una misura dell'energia assorbita dalla materia.

- La dose assorbita viene quantificata utilizzando una unità chiamata "rad" o l'unità di misura SI che è il "Gray" (Gy):
 - $1 \text{ Gy} = 100 \text{ rad} = 1 \text{ J/kg}$
- La dose totale accumulata da un satellite **dipende dall'altitudine dell'orbita**, dall'orientamento e **dal tempo** trascorso in orbita.
 - Per calcolare la TID è necessario **conoscere lo spettro energetico** integrato delle particelle, o la fluenza in funzione dell'energia delle particelle.
 - La dose è una funzione del flusso di particelle, perciò diventa importante man mano che il veicolo spaziale trascorre più tempo nell'ambiente spaziale:
 - con l'esposizione continua, la dose continua a **crescere nel tempo** fino al superamento della soglia che porta al guasto completo del satellite o dispositivo interessato.



NMOS transistor with trapped charges.

Si tratta di un **danno ionizzante cumulativo a lungo termine** che, a seconda del dispositivo, dei materiali utilizzati, della configurazione, consente alle **cariche** di rimanere **intrappolate** e di causare il degrado dei dispositivi producendo **spostamenti di soglia, aumento delle perdite del dispositivo, aumento del consumo di energia**, ecc.

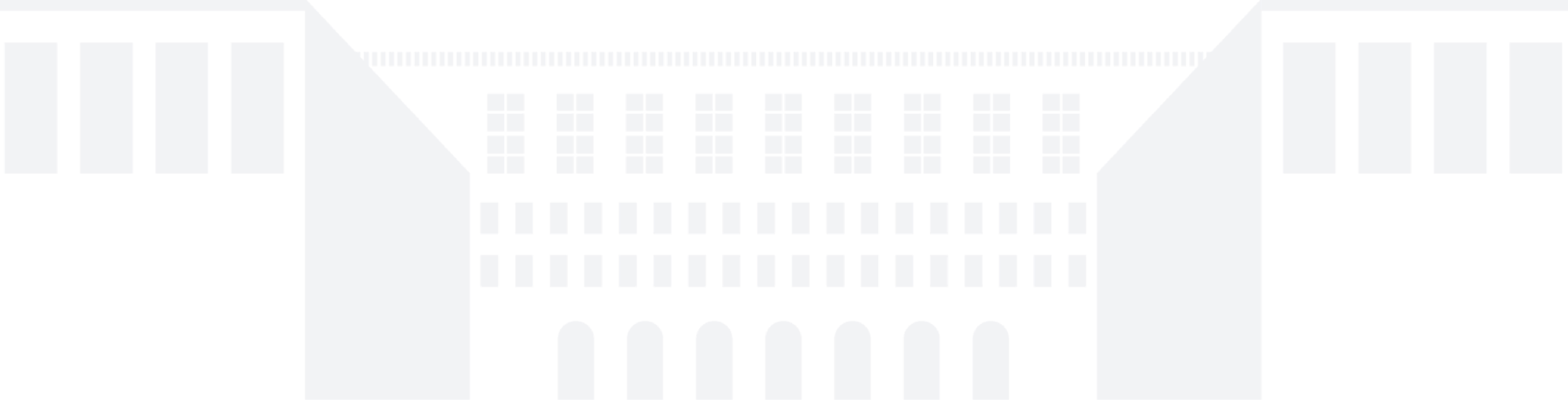
- La dose totale di ionizzazione (TID) è l'effetto accumulato delle radiazioni ionizzanti durante la durata di una missione spaziale. Le radiazioni ionizzanti generano coppie elettrone-lacuna nei semiconduttori e negli isolanti. È possibile che gli elettroni e le lacune si ricombinino o vengano trasportati via da un campo elettrico. Tuttavia, le lacune, che hanno una mobilità inferiore a quella degli elettroni, sono spesso intrappolate alle interfacce tra il semiconduttore e l'isolante o all'interno del materiale sfuso. Ciò può causare un aumento delle correnti di dispersione che possono aumentare il consumo di energia, variazioni della costante di tempo del dispositivo, una riduzione del guadagno e variazioni della tensione di soglia di un semiconduttore a ossido metallico (MOS). Con l'aumento dell'esposizione, si verifica una continua diminuzione della funzionalità, fino a quando il dispositivo non si guasta.

Mitigation



La mitigazione degli effetti delle radiazioni dipende dalla valutazione accurata

- dell'**esposizione alle radiazioni**,
- della suscettibilità alle radiazioni del **materiale** e
- del **livello di rischio** accettabile.



SC MITIGATION

La mitigazione di spacecraft charging può essere ottenuta con i seguenti metodi.

- **Electron emission** è il metodo con cui un dispositivo estrae (o richiama) elettroni dal ground del veicolo spaziale e li espelle nello spazio:
 - è efficace per ridurre la carica negativa del ground del veicolo spaziale, ma non per le superfici dielettriche;
 - come demerito, il processo può portare a una carica differenziale tra il dielettrico e il ground conduttore.
- **Ion reception** è il metodo con cui ioni positivi vengono forniti a un veicolo spaziale, che è carico negativamente, per neutralizzare le cariche negative:
 - è efficace per attenuare le superfici cariche negativamente (sia dielettriche che conduttrici) e ridurre la carica differenziale;
 - tuttavia, ha lo svantaggio di galvanizzare l'intero veicolo spaziale in caso di uso prolungato.

Poiché ogni metodo presenta vantaggi (o svantaggi) rispetto all'altro, è stato raccomandato l'uso di una combinazione di **entrambi** i tipi. Esistono anche altri metodi di mitigazione.

SEE MITIGATION

Per quanto riguarda gli **eventi singoli**, questi effetti possono essere di natura temporanea o possono portare a danni permanenti.

I SEE possono essere riprodotti in test con fasci di protoni o di ioni, ma in genere questi test sono costosi da eseguire e richiedono strutture specializzate di accelerazione di particelle ad alta energia, che non sono ampiamente disponibili.

- Tuttavia, tali **dati non garantiscono** che **un singolo componente sia sicuro** per il volo, poiché spesso vi sono notevoli variazioni da lotto a lotto nella tolleranza alle radiazioni per i dispositivi COTS.
- In ogni caso, si deve presumere che si verificheranno degli eventi singoli e che i sistemi dei veicoli spaziali devono essere **progettati** tenendo conto di ciò.

Protection technique	Procedure
Error detecting and correction codes	Error detection and correction codes can be employed to confirm stored data.
Watchdog timer	If the timer is not reset in a predetermined period of time, the system is rebooted from a read-only memory.
Redundancy	If two systems do not give the same results, both systems are rebooted from a read-only memory.
Majority voting	If three or more systems do not give the same results, the majority result is accepted and the disagreeing systems or systems are rebooted from a read-only memory.

Si agisce via software e via hardware, puntando soprattutto:

- sulla **ridondanza**, e
- su una oculata scelta della **disposizione dei dispositivi più sensibili** (luoghi meno esposti).

In particolare:

- gli effetti catastrofici sono significativamente ridotti quando i dispositivi non sono alimentati: una strategia di mitigazione consiste nello spegnere i sottosistemi elettronici quando non sono necessari;
- (SEU mitigation) per le memorie e i dispositivi correlati ai dati, alcuni degli approcci o metodi di attenuazione degli errori includono: il controllo di parità, la codifica di ridondanza ciclica (CRC), il codice Hamming, la codifica Reed-Solomon (R-S), la codifica convoluzionale e il protocollo sovrastante..

Se la particella ionizzante è un elettrone o un positrone, questa può andare incontro a una serie di fenomeni quali l'effetto fotoelettrico, lo scattering di Compton o la produzione di coppie. Tuttavia, il principale effetto da tenere in considerazione è la "radiazione di frenamento" o "bremsstrahlung". Gli elettroni che penetrano nel materiale emettono radiazione quando decelerano, la quale può depositare energia ben oltre il range degli elettroni, essendo il range dei fotoni in media più lungo.

Nell'ambiente spaziale bisogna tenere in considerazione che materiali con **Z più grande schermano meglio gli elettroni**, causando il loro scattering. Tuttavia la **bremsstrahlung aumenta con Z** . Per gli elettroni, il compromesso si trova costruendo un "**sandwich**" dove lo **strato primario ha Z basso per attenuare le energie degli elettroni incidenti** minimizzando la bremsstrahlung, mentre lo **strato secondario ha Z alto per disperdere gli elettroni a bassa energia e attenuare la bremsstrahlung** creata nell'interazione iniziale.

TID MITIGATION

TID sui sistemi satellitari può essere attenuata tramite i seguenti metodi.

- La **schermatura/shielding** è il processo di protezione dei veicoli spaziali (e degli occupanti) dalle radiazioni ionizzanti utilizzando una configurazione di materiali massicci appropriati.
- Il **derating** si riferisce a tecniche solitamente impiegate nei dispositivi elettrici ed elettronici in cui i dispositivi vengono fatti funzionare con una **dissipazione di potenza massima inferiore al loro valore nominale**, tenendo conto della temperatura dell'involucro o del corpo, della temperatura ambiente e del tipo di meccanismo di raffreddamento utilizzato; questo metodo può aumentare il margine di sicurezza tra i limiti di progettazione del componente e le sollecitazioni applicate, migliorando di conseguenza la protezione del componente.
- Conservative circuit design attraverso l'**hardening** dei componenti critici dei satelliti a livello di progettazione è stata la prassi dei produttori di satelliti. Questi metodi possono essere utilizzati anche per mitigare il danno da spostamento, poiché il DD è simile al TID, in quanto l'effetto è anche cumulativo.
- Lo sviluppo di un modello ambientale appropriato che possa **imitare gli scenari** perturbati previsti in condizioni ambientali spaziali estreme: un modello ben realizzato o più sofisticato dovrebbe tenere conto degli effetti individuali dei vari meccanismi di forzatura solare, che causano fluttuazioni nella densità neutra e ionizzata.
- Un altro approccio di mitigazione molto importante da considerare è lo sviluppo di un **sistema di allarme per gli eventi energetici solari**.

COMPONENTI (COTS) NELL'AMBIENTE SPAZIALE

Buy-and-Fly

Garantire un funzionamento continuo e affidabile dei sistemi elettronici in un ambiente radioattivo è complicato, richiede tempo e costa. I componenti elettronici disponibili in commercio (**COTS**) **non sono generalmente qualificati** per ambienti con radiazioni superiori a una dose assorbita di pochi kilorad. Di conseguenza, i componenti devono spesso essere progettati, qualificati e/o schermati per l'ambiente di radiazione previsto in cui saranno impiegati.

Broadly speaking, there are three different approaches to spacecraft parts selection in the context of radiation and reliability. On one side is the radiation hardened / space grade. At the other extreme is the buy-and-fly. We propose a middle path, which we term “Careful COTS”.

Buy-and-Fly

A buy-and-fly philosophy takes a calculated risk in discounting the effects of radiation on electronics. Commercial components and subsystems are purchased, and provided they meet the other environmental requirements (vibration, temperature, etc.) they are integrated into the spacecraft. Both component and assembly quality can vary widely and generally little or no screening is performed.

Buy-and-fly is suitable for missions with extremely low radiation dose, either due to benign low orbits or short mission lives. These two factors tend to go together, as low orbit spacecraft re-enter quickly. It is also necessary for cost-constrained missions where risk of failure is tolerated.

Radiation hardened / space grade

A radiation hardened or “space-grade” component is defined as one that is engineered by its manufacturer to provide specific radiation performance. This is typically accomplished by making certain process changes at the silicon foundry level¹. A radiation hardened component will also be made with strict quality control including periodic testing to the rated radiation dose, and part-level environmental screening for latent defects and infant mortality.

Radiation hardened components tend to have the following properties:

- Rated radiation dose of 100 krad to > 1 Mrad
- No SEL, due to disabling of parasitic SCR structures
- Characterized single-event effects
- Hermetic packages
- Low degree of integration, and mature technology (~10 years behind cutting edge)
- No supplier stock, and long lead times
- High component cost

The use of radiation hardened components drives the cost of a space mission design. The actual component price, while high, is not the greatest effect. Instead, it is the long lead times and low density that lead to long engineering / build design cycles and relatively low performance when compared with commercial designs.

Radiation hardened components are appropriate for very high dose environments, where nothing else will work. This includes certain high altitude orbits, spacecraft operating near the outer planets, and military devices intended to survive nuclear war. They may also be suitable for extremely risk-averse programs, such as human spaceflight, where the cost of proving any other design to be safe would be overwhelming.

- I microprocessori progettati specificamente per l'uso nell'ambiente spaziale emulano quelli disponibili per l'uso terrestre; tuttavia, tendono a ritardare la tecnologia terrestre di alcuni anni.
- Gli FPGA (Field Programmable Gate Array) resistenti alle radiazioni sono ormai di uso comune: possono ospitare un numero molto elevato di funzioni e possono essere progettati e programmati con un computer desktop.

Radiation hardened / space grade

A causa del mercato limitato, le **fonti di componenti resistenti alle radiazioni sono poche** e, quando sono disponibili, sono costose e richiedono lunghi tempi di consegna.

Tuttavia, l'uso efficace di componenti COTS richiede l'impiego di un **programma formale** di verifica (analisi e test) della resistenza alle radiazioni. Laddove possibile, si dovrebbero ottenere dati di **test** di dose totale sulle parti, sia da fonti pubblicate, sia dai risultati di test a terra. Spesso un test con fascio di protoni o una sorgente di raggi Cobalt-60 γ sono adeguati.

Careful COTS

In conclusione, si fa sempre più affidamento su componenti COTS che vengono schermati in modo da poter funzionare in un ambiente ad alta intensità di radiazioni.

proving radiation tolerance of specific commercial parts at the level required for the mission and implementing system-level design, screening and process control to improve reliability. A “radiation tolerant” component is defined as a commercial or industrial part that was not manufactured with space radiation in mind, but which has been found to be functional to a certain dose by test.

Most commercial components are radiation tolerant to 5 krad. Many are radiation tolerant to 20 krad or more. Some will fail before 1 krad. Without testing, it is impossible to predict which category a part will fall into.

Lot control and screening is critical to Careful COTS. Commercial vendors may change their manufacturing processes, or even the silicon foundry that produces their parts. A particular part made last year may be radiation tolerant, while parts made this year may not be. Parts that are used for flight must be known to be identical to parts that have been radiation tested.

→ radiation (shielding) analysis

Careful COTS designs are suitable for many small satellite missions where a high probability of mission success is required and access to cutting edge commercial technology is critical. They are not cheap, and may be out of reach of educational or demonstration missions.

RADIATION (SHIELDING) ANALYSIS

1. Si determina la radiation tolerance minima
2. Si determina l'ambiente di radiazione atteso per la missione
 1. orbita o traiettoria della missione
 2. durata della missione
 3. tipo di device da schermare
3. In base alla radiation tolerance stabilita, si determina lo spessore dello shielding

Esistono vari software per condurre analisi di radiazione

- OMERE → <https://www.trad.fr/en/space/omere-software/>
- IRENE → <https://www.vdl.afrl.af.mil/programs/ae9ap9/>
- The easiest place to perform this analysis is **SPENVIS**. → <https://www.spennis.oma.be/>
This is an online service provided by ESA that includes many industry-standard space radiation effects analysis

Esempio → A simple mission will have a single orbit for a certain lifetime, such as “850 km sun-synchronous for 2 years”. A more complex mission may have different phases that can be summed together, such as “two weeks in GTO plus three years in GEO”. Interplanetary or low-thrust missions may describe continuous trajectories that must be piecewise integrated.

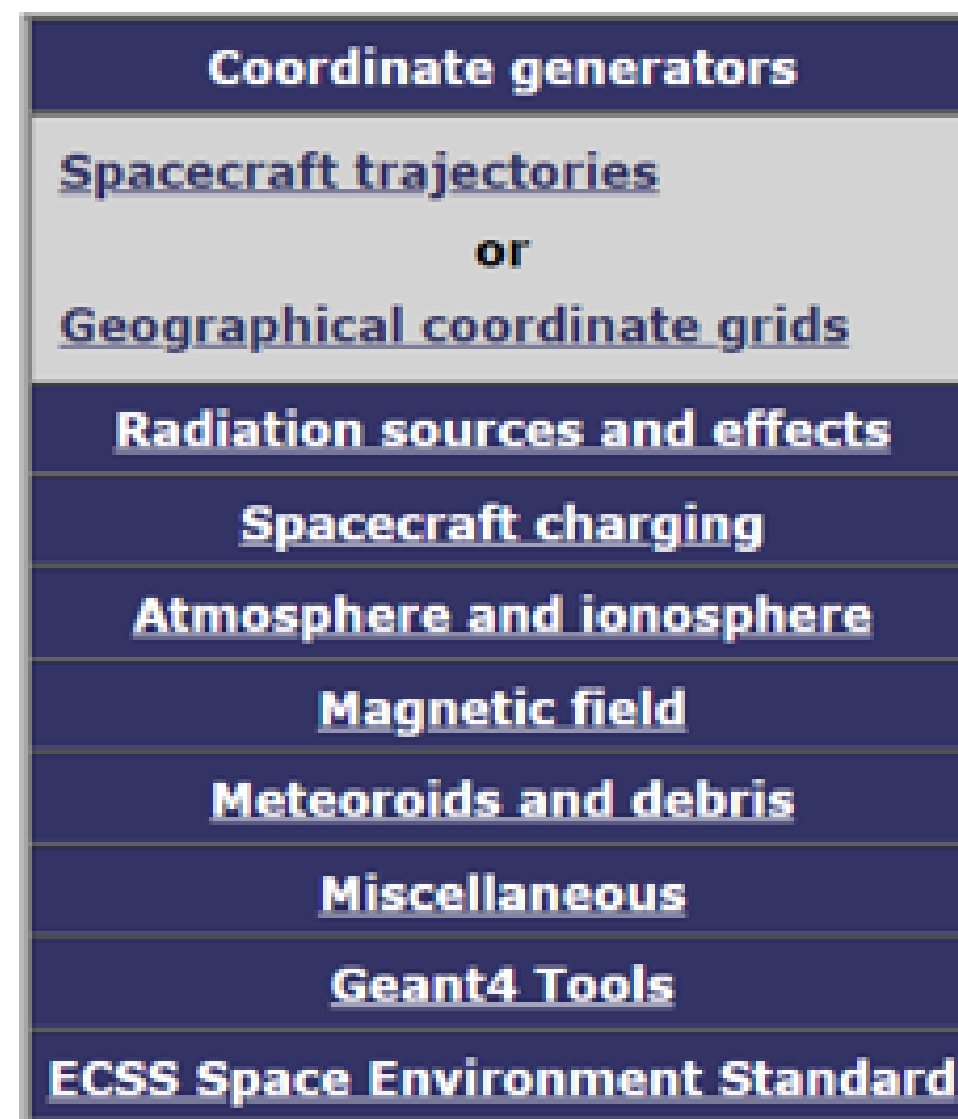
At this stage in the design the shielding estimate can be very approximate. The simplest model is a spherical aluminum shell, and this is often appropriate for components buried in the heart of a satellite. If a device has significantly more shielding on one side than another then a sectoring analysis is required – the problem is non-linear, so simply averaging the shielding thickness is not applicable. More detailed shielding analysis may include full particle transport monte-carlo in a tool suite such as Geant4, although other uncertainties in test and analysis generally make the effort involved in such an analysis unwarranted for all but the most critical missions.

If the shielding is a material other than aluminum, weighting by density is a reasonable first approximation. For example, aluminum has density 2700 kg/m³ and titanium has density 4500 kg/m³. Therefore 1.0 millimeter of titanium is equivalent shielding to 1.7 millimeters of aluminum.

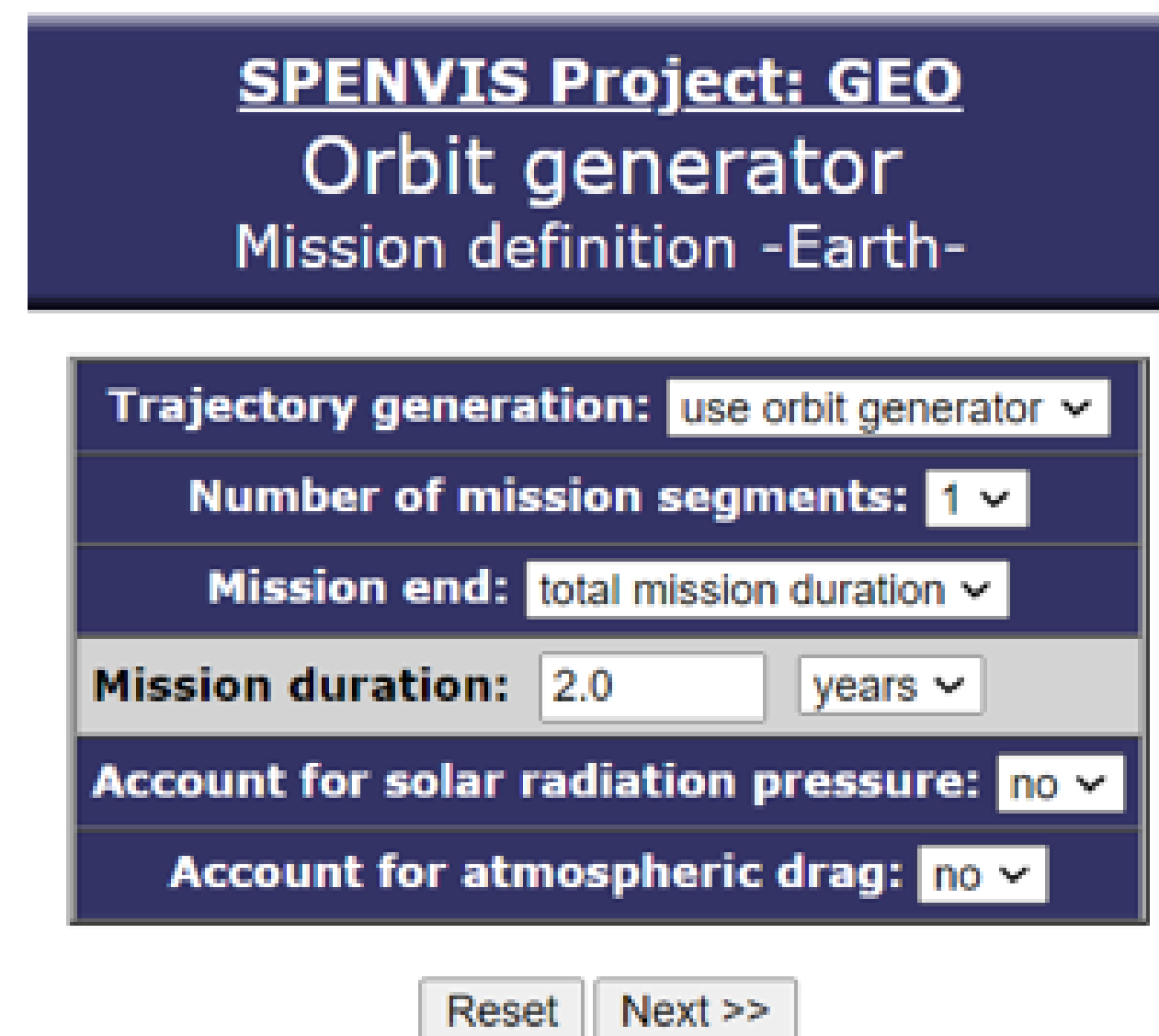
SPENVIS

Coordinate generators

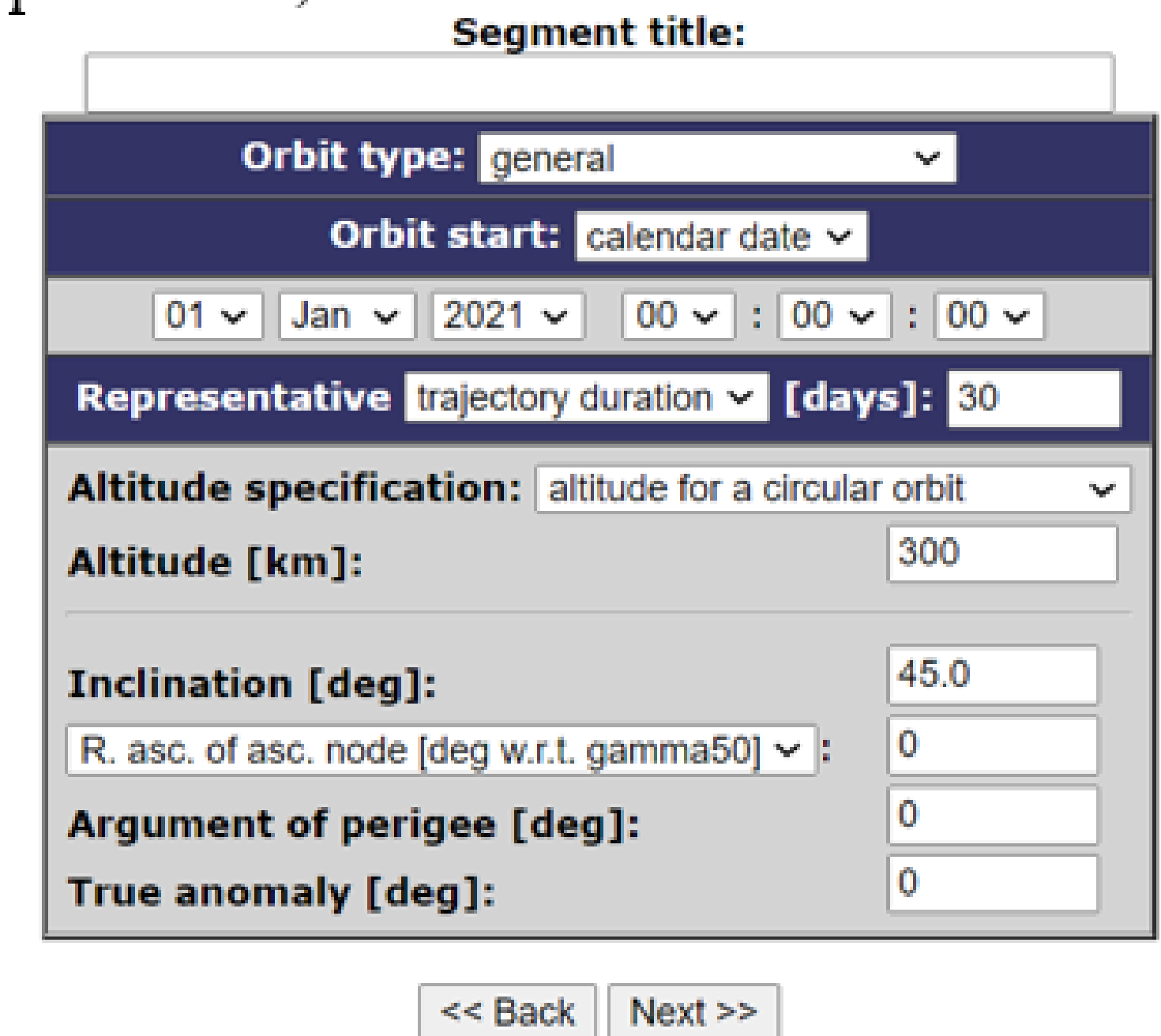
Space trajectories



1. si varia la durata della missione



2. si variano il tipo d'orbita, i suoi parametri, e la durata della simulazione



Infine viene calcolato l'output,
di cui si possono generare grafici

Tool developed by





Radiation sources and effects

- Coordinate generators
- Radiation sources and effects**
 - Radiation sources**
 - Trapped proton and electron fluxes
 - Trapped proton flux anisotropy
 - Solar particle peak fluxes (only for SEU)
 - Solar particle mission fluences
 - Galactic cosmic ray fluxes
 - Shielded flux
 - Solar cell radiation damage**
 - Damage equivalent fluences for solar cells (EQFLUX)
 - NIEL based damage equivalent fluences for solar cells (MC-SCREAM)
 - Long-term radiation doses**
 - Ionizing dose for simple geometries
 - Non-ionizing energy loss for simple geometries
 - Effective dose and ambient dose equivalent
 - Single event effects**
 - Short-term SEU rates and LET spectra
 - Long-term SEU rates and LET spectra
- Spacecraft charging
- Atmosphere and ionosphere
- Magnetic field
- Meteoroids and debris
- Miscellaneous
- Geant4 Tools
- ECSS Space Environment Standard

Trapped proton and electron fluxes

Trapped radiation models

Proton model: AP-8	Electron model : AE-8
Model version: solar minimum	Model version: solar maximum
Threshold flux for exposure(/cm2/s): 1.00	Threshold flux for exposure(/cm2/s): 1.00
Model developed by: 	Model developed by: 

Reset Run

Radiation sources and effects

Trapped proton flux anisotropy (l'opzione B&K1990 vale solo per orbite LEO fino a 1000 km; oltre usare l'altra)

Trapped proton anisotropy model:

Model developed by



Solar particle peak fluxes (solo per calcolare SEU)

Solar particle flux model:

Ion range: to

Worst Week Worst Day Peak 5-minute-averaged fluxes

Magnetic shielding: *default*

Model developed by



Radiation sources and effects

Solar particle fluences

Solar particle model: SAPPHIRE (total fluence) ▾
Ion range: H ▾ to U ▾
Confidence level [%]: 95.0
Magnetic shielding: default <input type="button" value="edit"/>

Model developed by



Galactic cosmic rays

Ion range: H ▾ to U ▾
GCR model at 1 AU: ISO 15390 ▾
ISO-15390 standard model ▾
solar activity data: mission epoch ▾
Magnetic shielding: default <input type="button" value="edit"/>

Model developed by



Long-term radiation doses

Ionizing dose for simple geometries (Silicon or GaAs)

Shielding depths:	default values ▾
Dose model:	SHIELDOSE-2 ▾
Shielding configuration:	centre of Al spheres ▾
Target material:	Silicon ▾

Reset Run

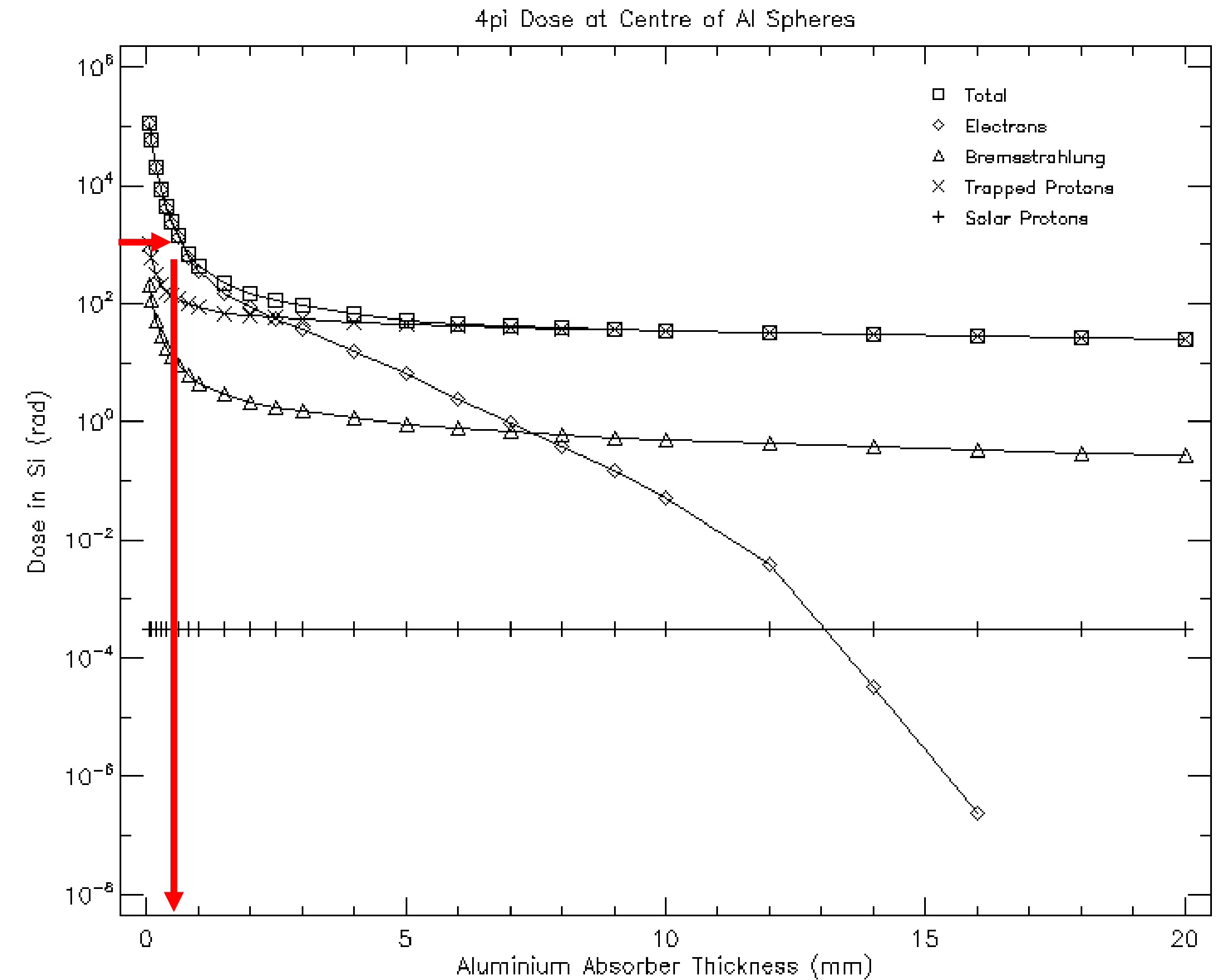
Model developed by

NIST

Risultati

Assumendo una certa soglia (10^3 krad nell'esempio),
si determina lo spessore richiesto per la schermatura:

- soglia oggi giorno ragionevole può essere 10^4 krad.



OMERE

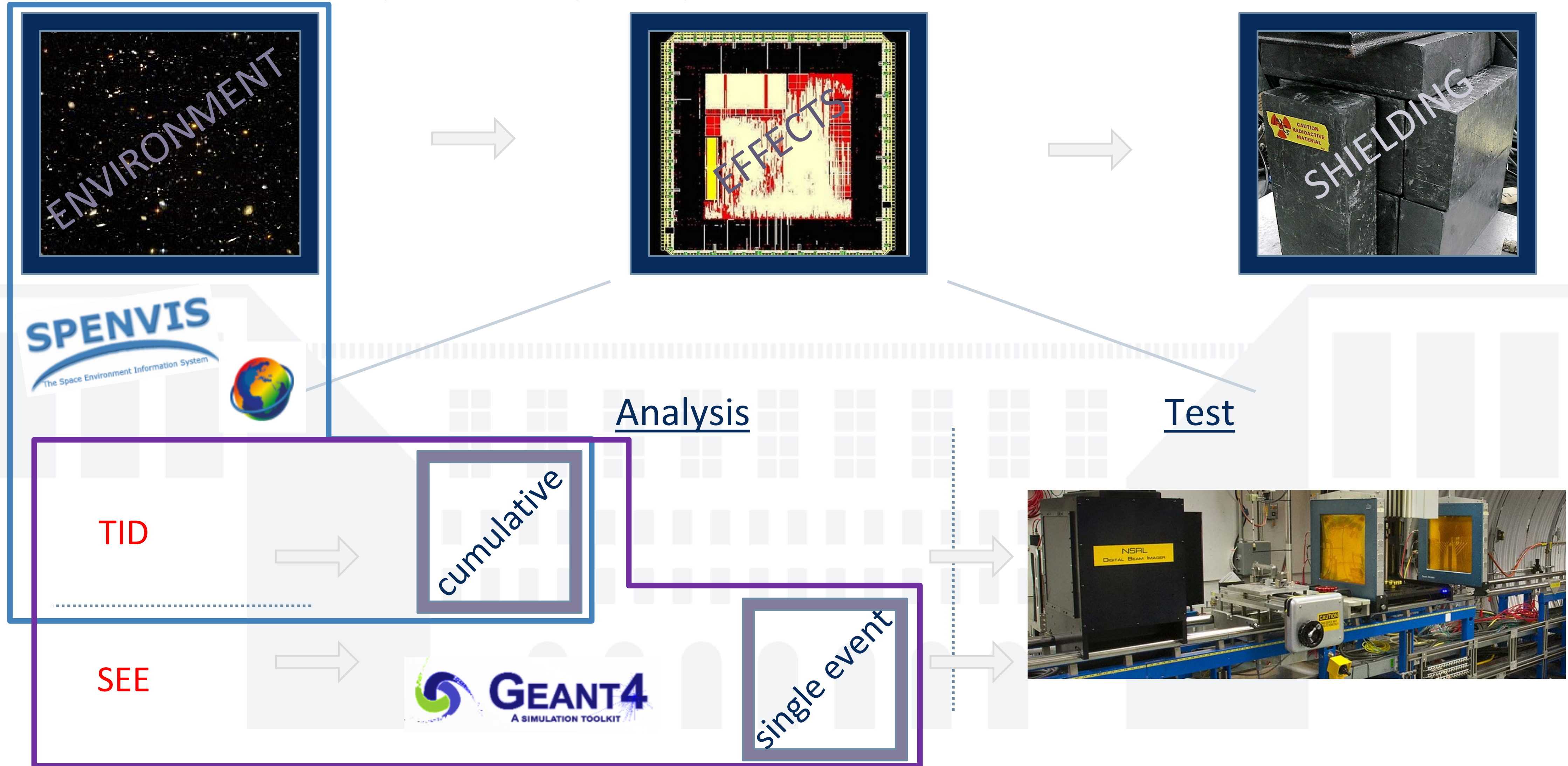


An equivalent alternative to SPENVIS is OMERE by TRAD.

You have to download it from <https://www.trad.fr/en/download/> to your computer.

Although SPENVIS and OMERE use the same radiation models, OMERE user interface is better, while SPENVIS has some different tools.

SPACE RADIATION MITIGATION

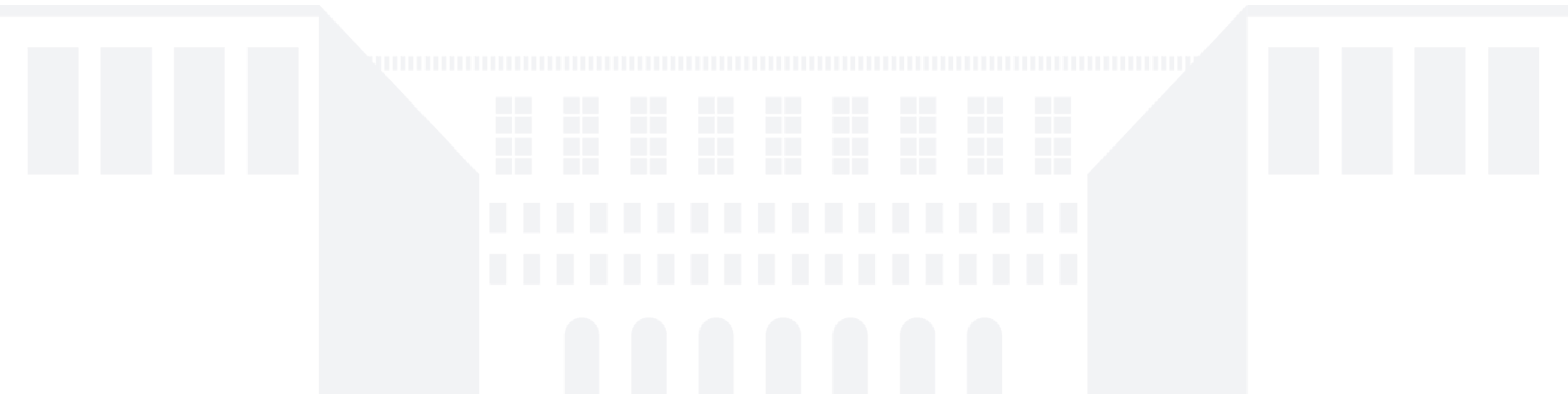


EXTREME SOLUTIONS

Draining the charged particles from the Van Allen belts would open up new orbits for satellites.

Removing Van Allen radiation belts by

- High Voltage Orbiting Long tether, or
- beaming very-low-frequency (VLF) radio waves from the ground.



RIFERIMENTI

- Victor U. J. Nwankwo, Nnamdi N. Jibiri and Michael T. Kio; The Impact of Space Radiation Environment on Satellites Operation in Near-Earth Space
- Vincent L. Pisacane; The Space Environment and Its Effects on Space Systems; 2008 [cap. 6, 9]
- Doug Sinclair, Jonathan Dyer; Radiation Effects and COTS Parts in SmallSats; 2013

