

Materiali

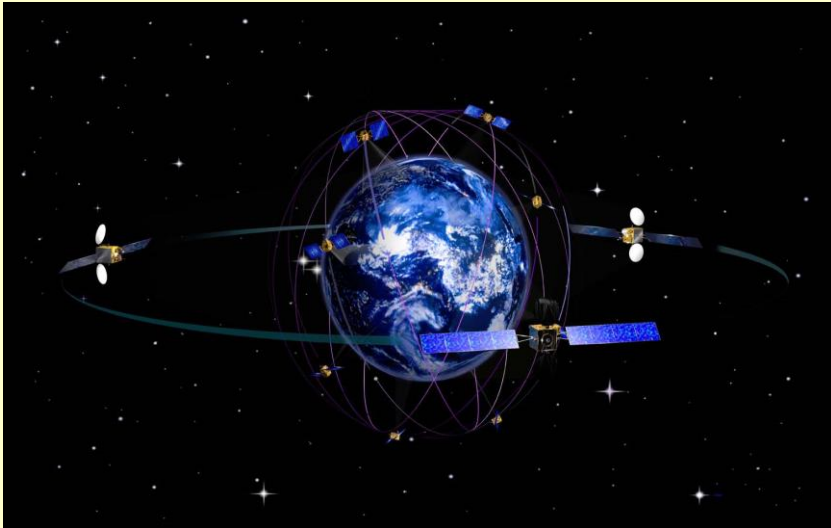
per lo Spazio

Alberto Passerone



UNITE-DCCI-UNIGE, Genova May 2019

Cosa andremo a dire...

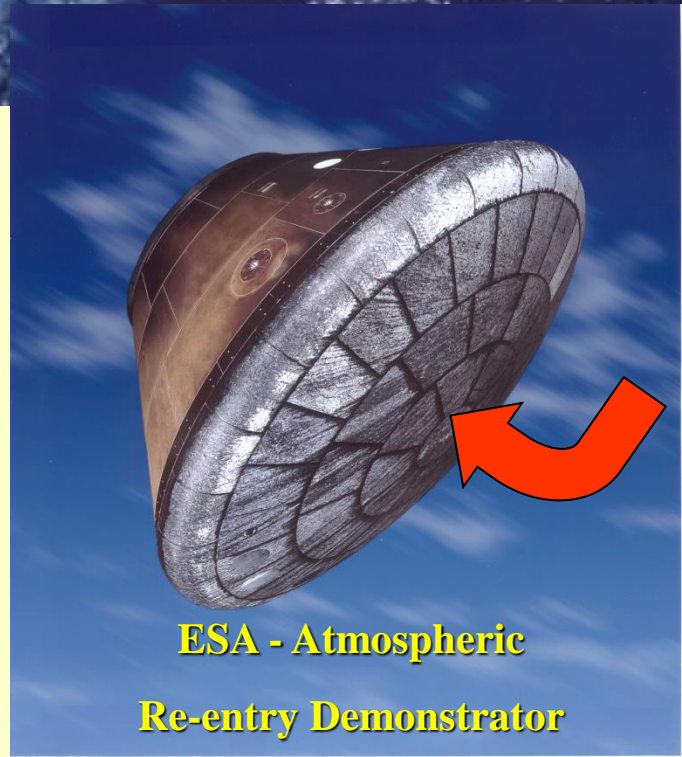
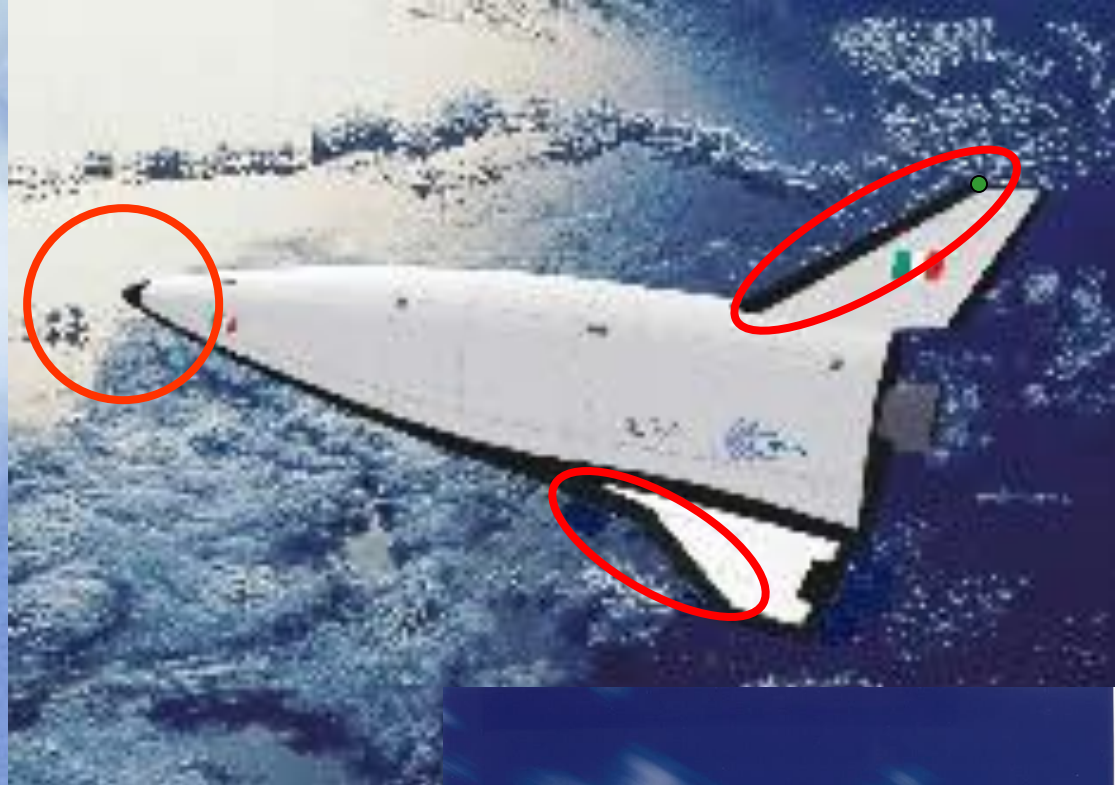
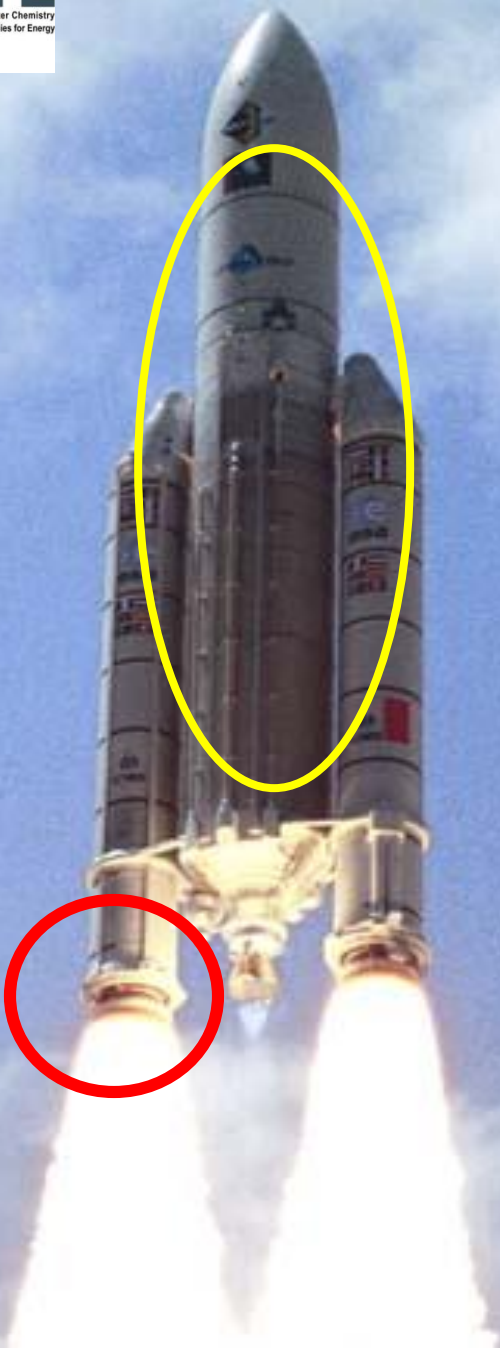


- **REQUISITI DEI MATERIALI IN
RELAZIONE A:**

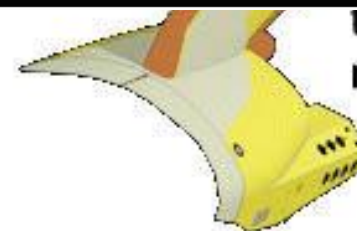
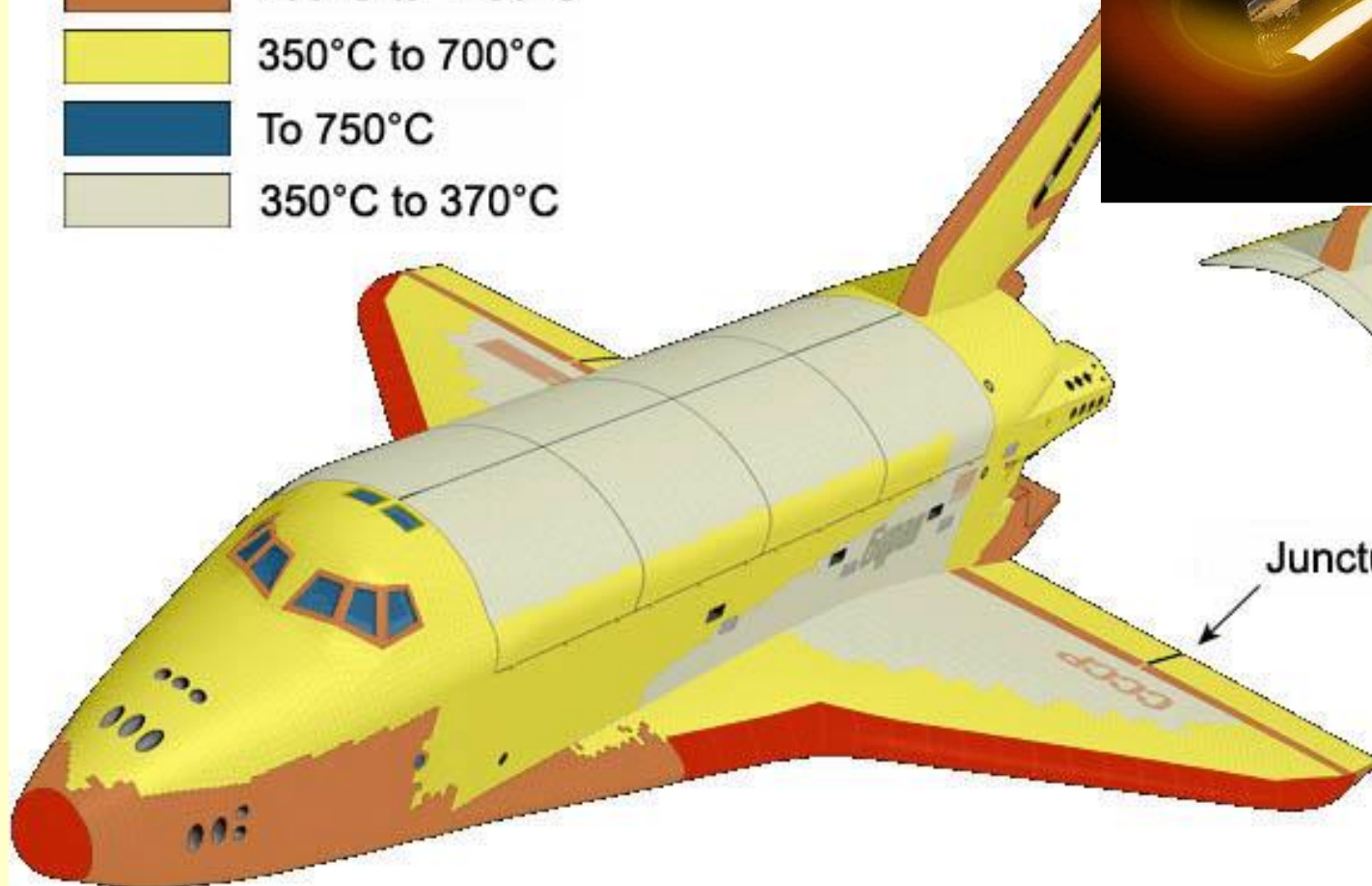
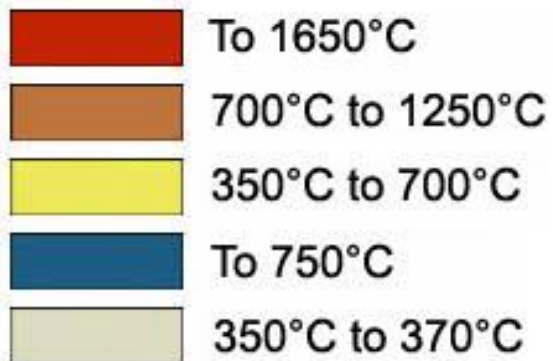
- AMBIENTE
- SITUAZIONE A TERRA
- LANCIO / ASCESA
- SPAZIO
- RIENTRO

- **QUALI MATERIALI USARE?**

- **ESEMPI PER MISSIONI NASA-ESA**



**ESA - Atmospheric
Re-entry Demonstrator**



the Z.01
model

Juncture: to 1800°C



The force of gravity varies with distance from the Earth



Earth

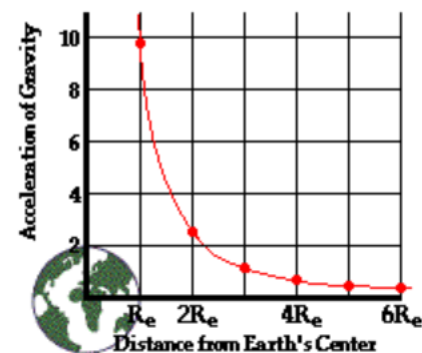
	4,000 (6,437)	8,000 (12,874)	12,000 (19,312)	16,000 (25,749)	20,000 (32,186)	24,000 (38,623)
distance in miles (kilometers) from the Earth's surface						
acceleration due to gravity in feet (meters) per second per second	32 (9.75)	8 (2.44)	3.6 (1.09)	2 (0.61)	1.3 (0.39)	0.9 (0.27)
amount a 100-pound (45.4-kilogram) person would weigh at each location in pounds (kilograms)	100 (45.4)	25 (11.3)	11 (5)	6.25 (2.8)	4 (1.8)	2.77 (1.3)

distance in miles
(kilometers) from
the Earth's surface

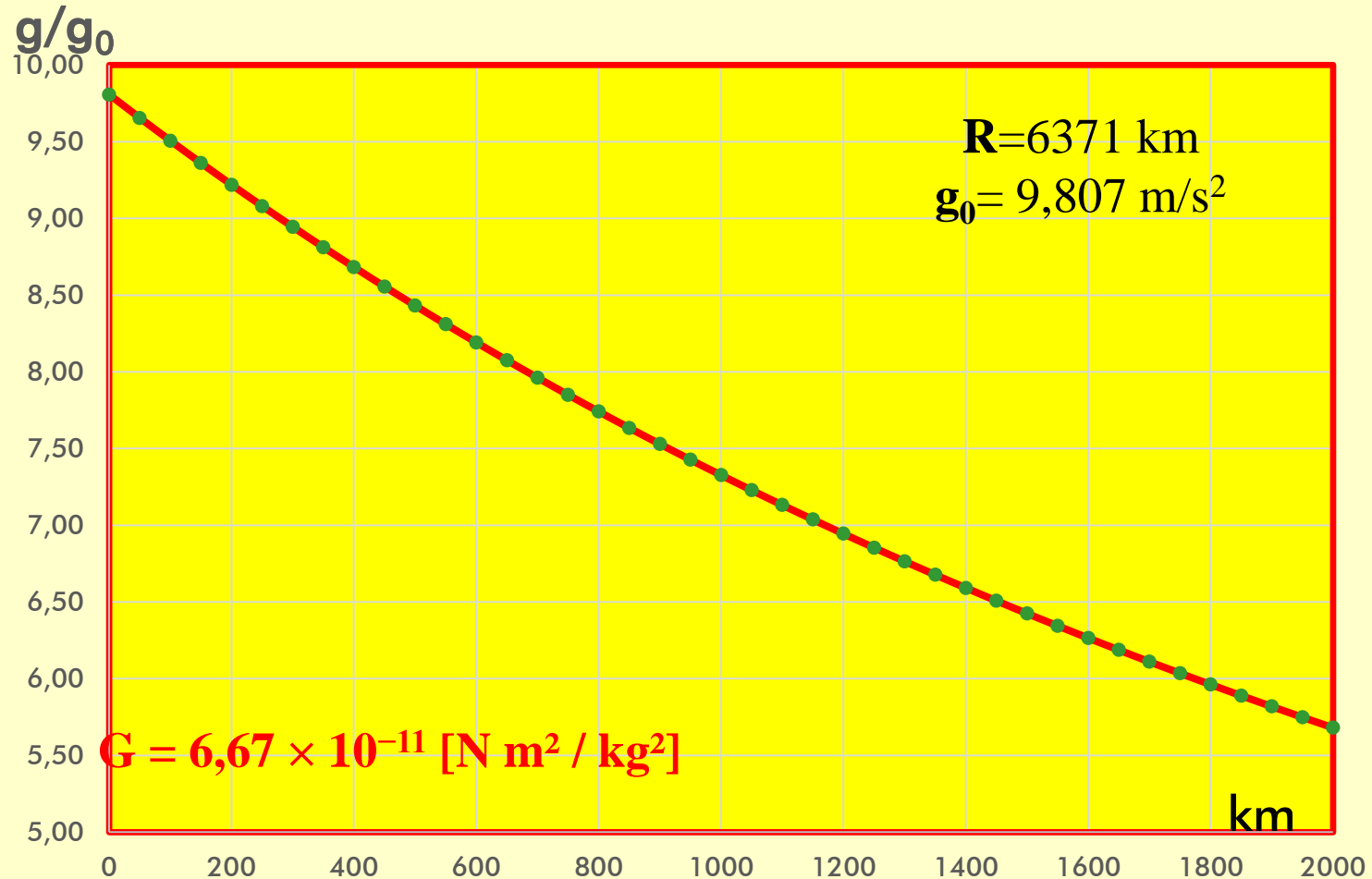
acceleration due to
gravity in feet (meters)
per second per second

amount a 100-pound
(45.4-kilogram)
person would weigh
at each location in
pounds (kilograms)

Location	Distance from Earth's center (m)	Value of g (m/s^2)
Earth's surface	6.38×10^6 m	9.8
1000 km above surface	7.38×10^6 m	7.33
2000 km above surface	8.38×10^6 m	5.68
3000 km above surface	9.38×10^6 m	4.53
4000 km above surface	1.04×10^7 m	3.70
5000 km above surface	1.14×10^7 m	3.08
6000 km above surface	1.24×10^7 m	2.60
7000 km above surface	1.34×10^7 m	2.23
8000 km above surface	1.44×10^7 m	1.93
9000 km above surface	1.54×10^7 m	1.69
10000 km above surface	1.64×10^7 m	1.49
50000 km above surface	5.64×10^7 m	0.13



Variazione di g con la distanza dalla terra



$$m \cdot g = \frac{G \cdot M_{\text{earth}} \cdot m}{d^2} \rightarrow g = \frac{G \cdot M_{\text{earth}}}{d^2}$$

$$\frac{g}{g_0} = \frac{R^2}{d^2}$$

LIVELLO DI VUOTO nello SPAZIO

- Vuoto nello spazio profondo: 10^{-15} Pa (10^{-20} . bar)
- Vuoto a circa 300 km: 10^{-7} Pa (10^{-12} bar)
- Vuoto a 100 km: 10^{-2} Pa (10^{-7} bar)
- Vuoto sulla Luna: 10^{-9} Pa (10^{-14} bar)

$$1 \text{ bar} = 10^5 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ Pa} = 1 \text{ N/m}^2$$

Temperature nello Spazio

Nel vuoto: non- senso.

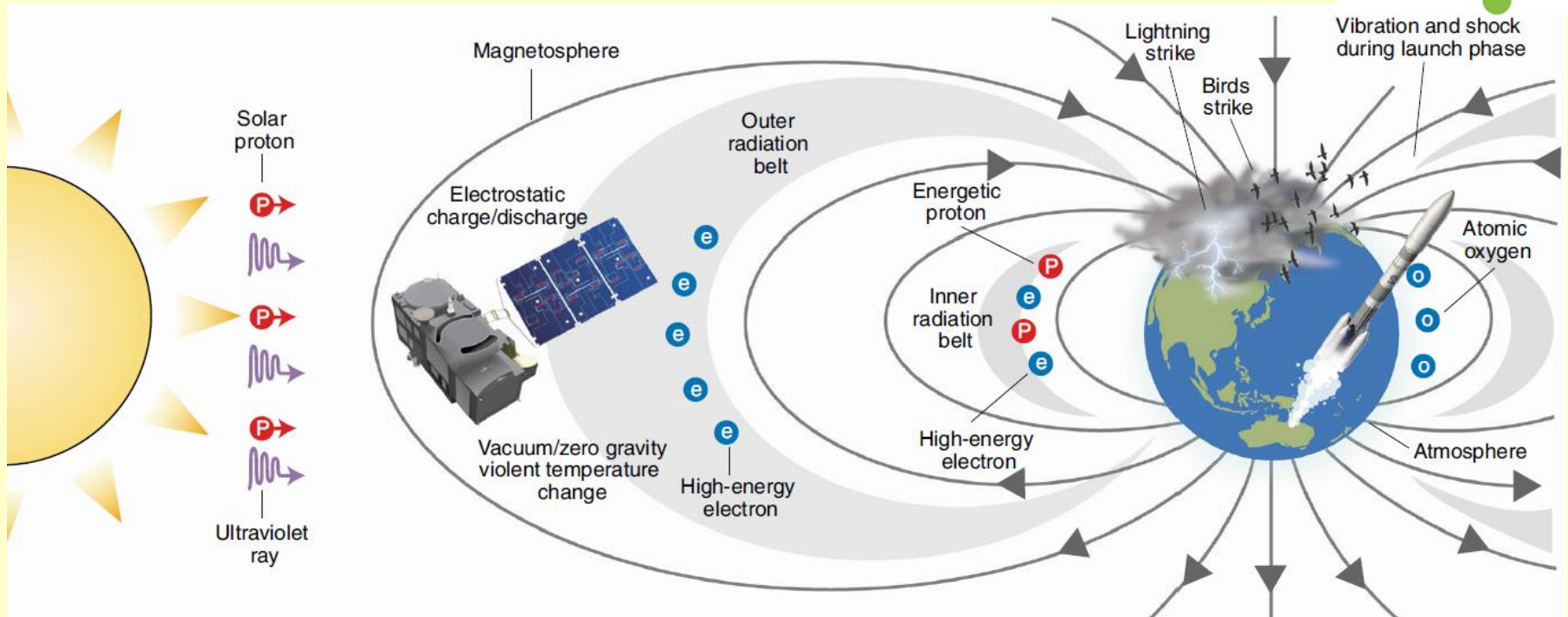
La T raggiunta da un corpo dipende
dall'irraggiamento

A livello della Stazione Spaziale (400km):
 $-100^{\circ}\text{C} < T < 260^{\circ}\text{C}$

A livello di Plutone: $T = 33\text{K}$ (-240°C)

Gas/polveri interstellari: $T \approx 10\text{-}20\text{K}$

T minima: 2.7 K (-270.45°C) (radiazione mw di fondo)



Dati solar orbiter:

<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/solar-orbiter-mission>

CRITERI DI BASE PER LA SELEZIONE DEI MATERIALI

- **Il processo di selezione dei materiali dipende da:**
 - **Dati esistenti**
 - **Disponibilità finanziarie**
 - **Costi**

} Questi fattori dipendono spesso uno dall'altro
- **Il processo di selezione è "Conservativo". Si deve far massimo uso di quanto già si ha a disposizione!**

LIMITI E CONDIZIONI IMPOSTE DALL'AMBIENTE

- **Temperatura**
- **Cicli termici**
- **Vuoto (degassaggio)**
- **Evoluz. di gas/tossicità/odori**
- **Crescita di batteri e funghi**
- **Infiammabilità**
- **Radiazioni**
- **Scariche Elettriche**
- **Vibrations al Lancio (meccaniche, acustiche)**

- **Fulmini**
- **Corrosione Chimica**
- **Compatibilità dei Fluidi**
- **Compatibilità Galvanica**
- **Ossigeno Atomico**
- **Micrometeoriti/"rifiuti spaziali"**
- **Assorbimento di umidità**
- **Sforzi**

A TERRA



- Temperatura
- Umidità
- Atmosfera
- Fattori Biologici
- Carichi per il Trasporto
- Tests

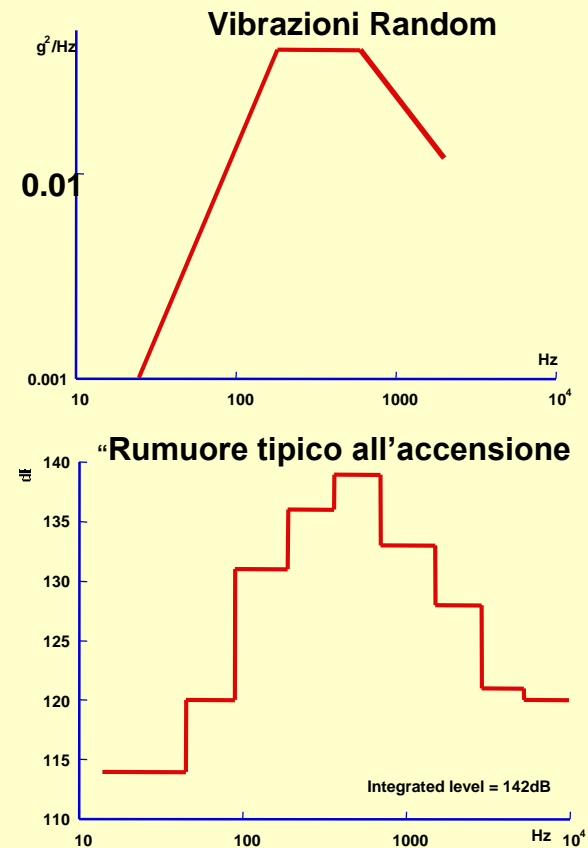
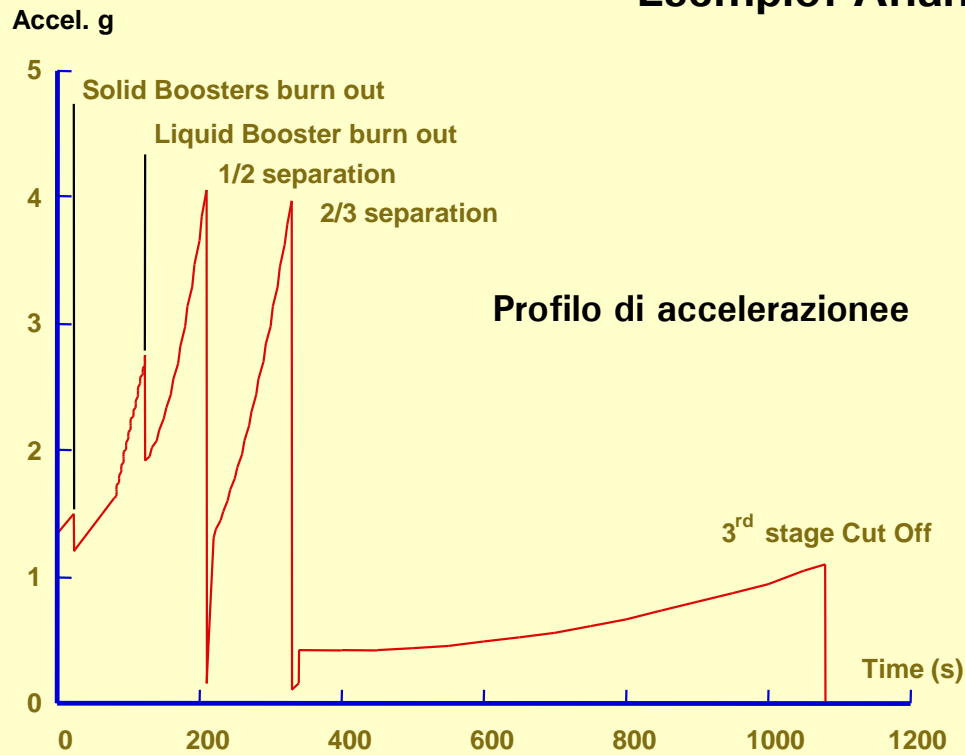
LANCIO E ASCESA (1)

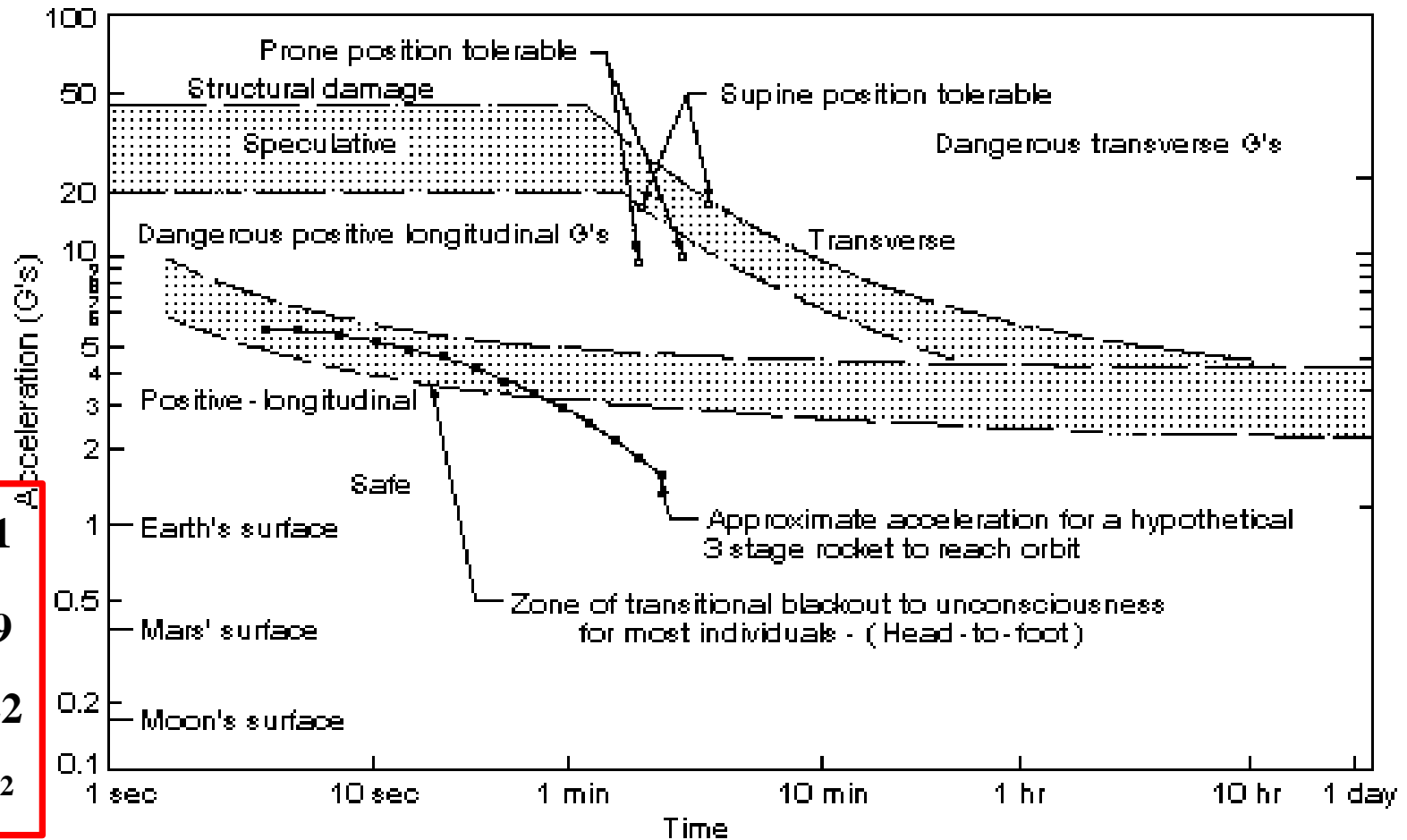


- Vibrations
- Accelerazioni
- Shocks
- Flussi Termici
- Impatto di Fulmini
- Pioggia
- Uccelli (!)

LANCIO E ASCESA (2)

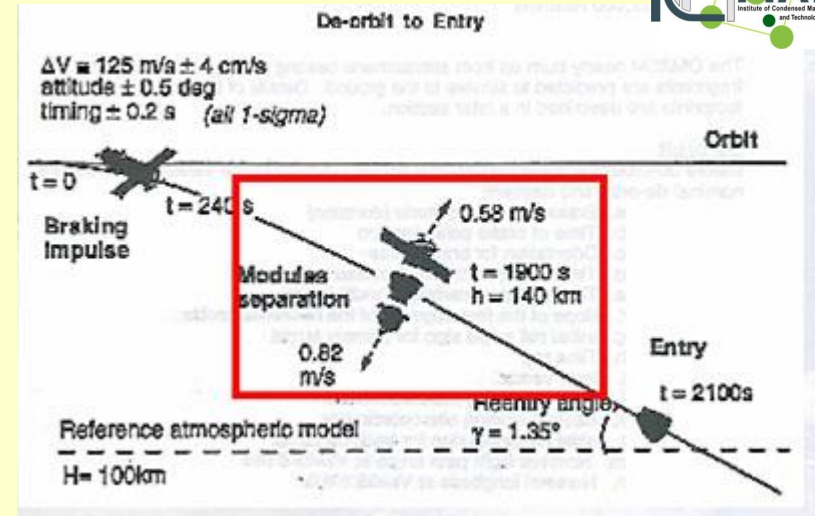
Esempio: Ariane IV





9,81
3,69
1,622
m/s²

Tolleranza umana all'accelerazione g vs. tempo



Il veicolo russo Soyuz ha fatto circa 100 voli orbitali con equipaggio dal 1967. Come la navicella statunitense Apollo e la futura capsula Orion, è costituita da una cabina per l'equipaggio e un modulo posteriore che contiene il suo sistema di propulsione. Include anche una cabina abitativa montata sul davanti. Quando ritornano sulla Terra, tutti questi veicoli spaziali accendono i razzi orbitali, operazione che porta a circa 125 metri al secondo la loro velocità orbitale di 8000 m/s (28.000 km/h). Scaricano quindi i moduli collegati e ri-orientano i loro scudi termici in direzione del volo. L'atmosfera rallenta il veicolo che perde la maggior parte della sua velocità in pochi minuti mentre decelera di **tre-quattro** volte la normale accelerazione di gravità ($9,8 \text{ m/s}^2$).

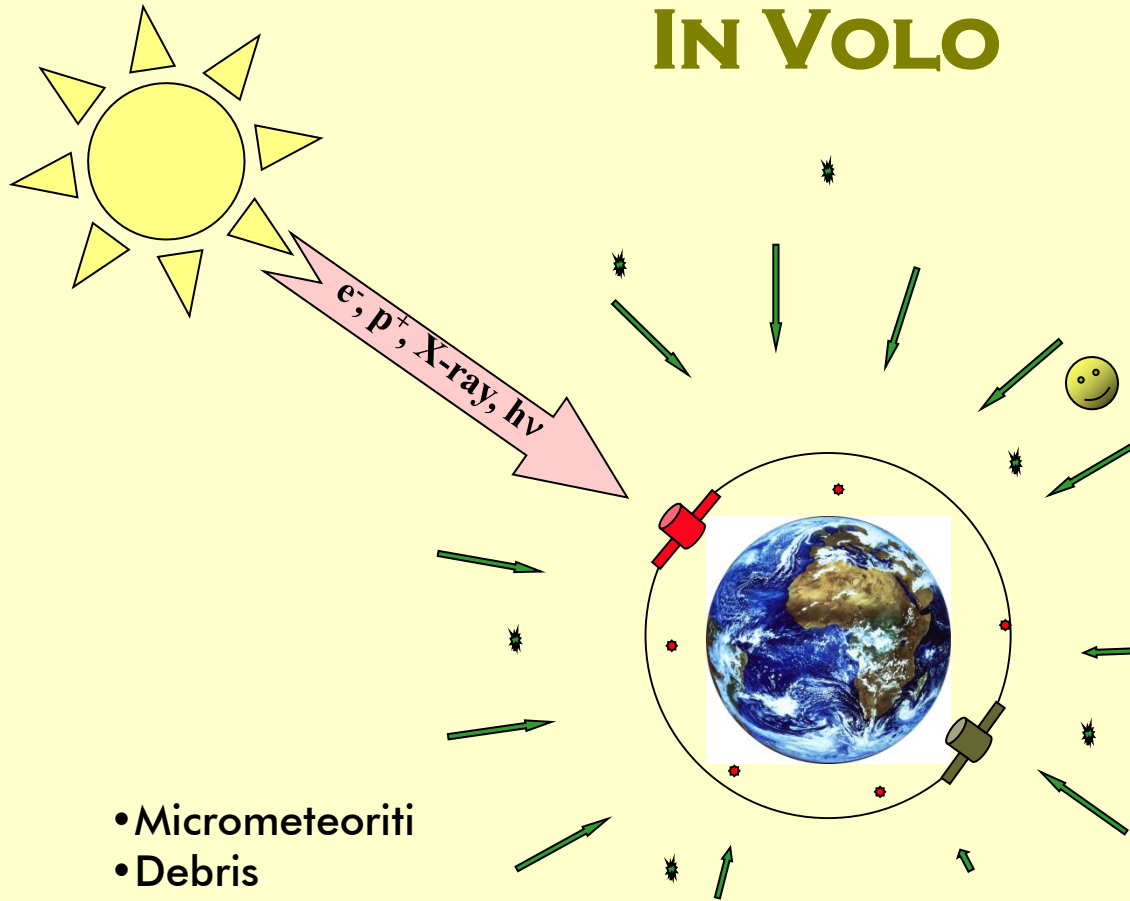
Quando la navicella è a bassa quota apre i paracadute per un atterraggio morbido che viene ammortizzato da un breve impulso di un razzo di frenata.



HYDRA is unique in being able to perform mechanical vibration tests at frequencies between **1-100 hertz** in all axes of motion (translation and rotation) simultaneously. This allows engineers to test specimens along both the vertical and lateral axis with a single test set-up. It is capable of generating vibrations equivalent to an **earthquake of 7.5** on the Richter scale.

ESA- ESTEC- Vibration tests bed
Envisat on Hydra

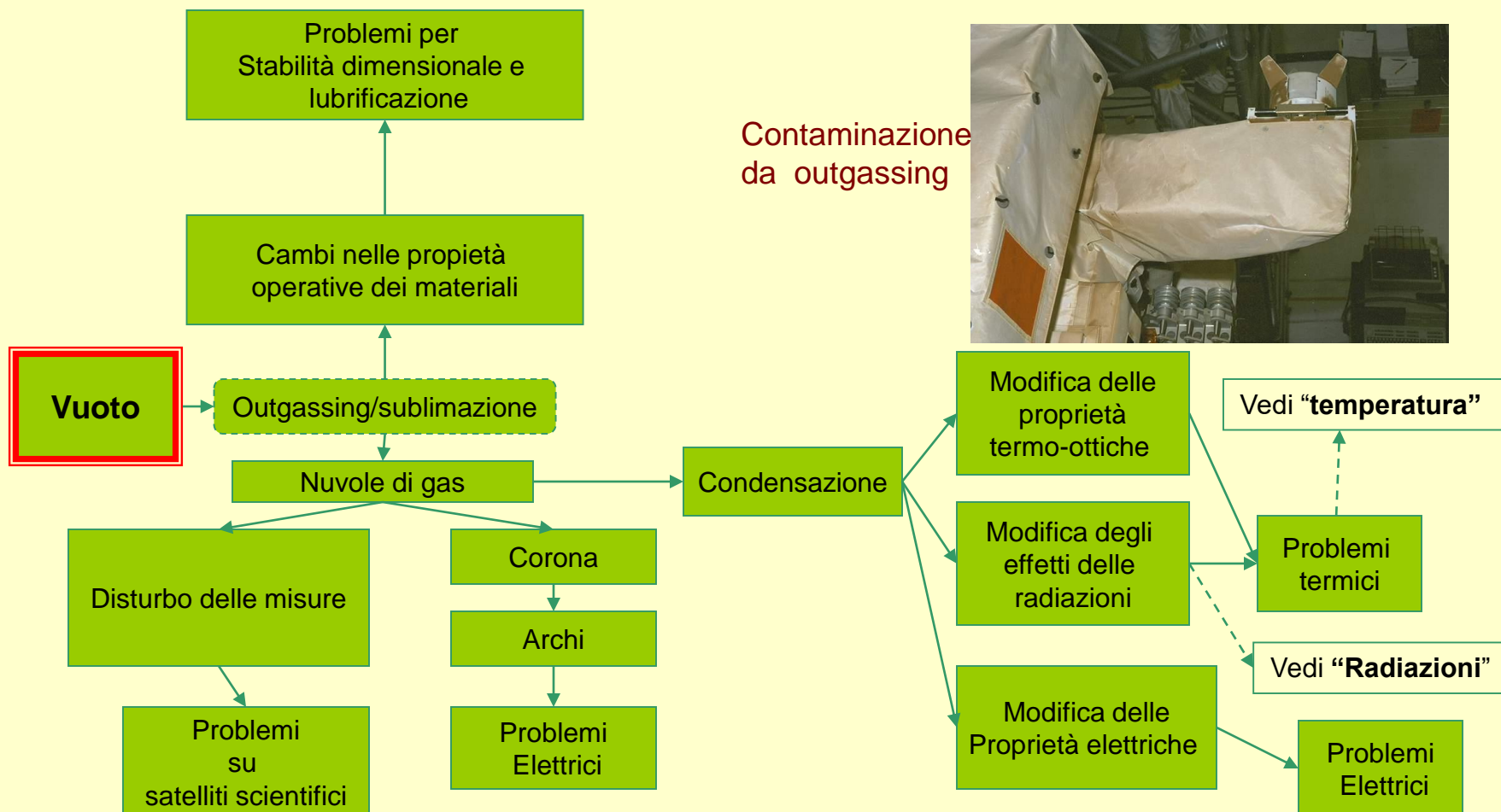
IN VOLO



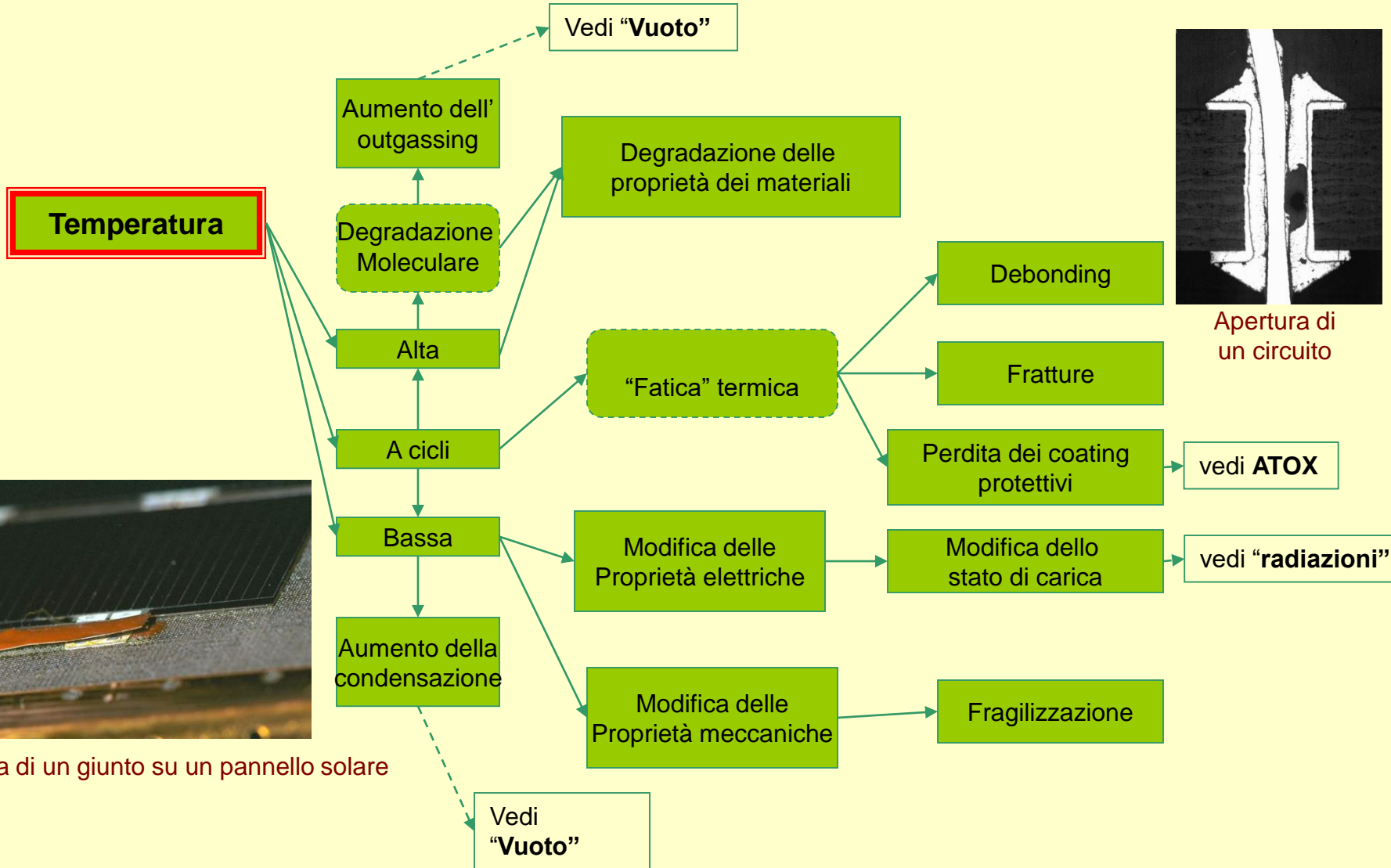
- Micrometeoriti
- Debris
- Raggi Cosmici

- Temperatura
- Vuoto
- Radiazioni
- "Rottami" cosmici
- Micrometeoriti
- Ossigeno Atomico

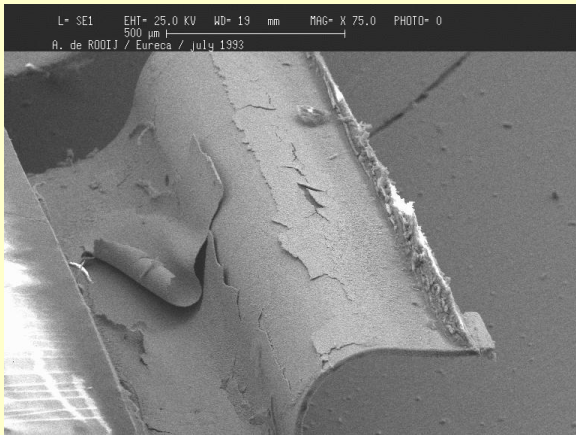
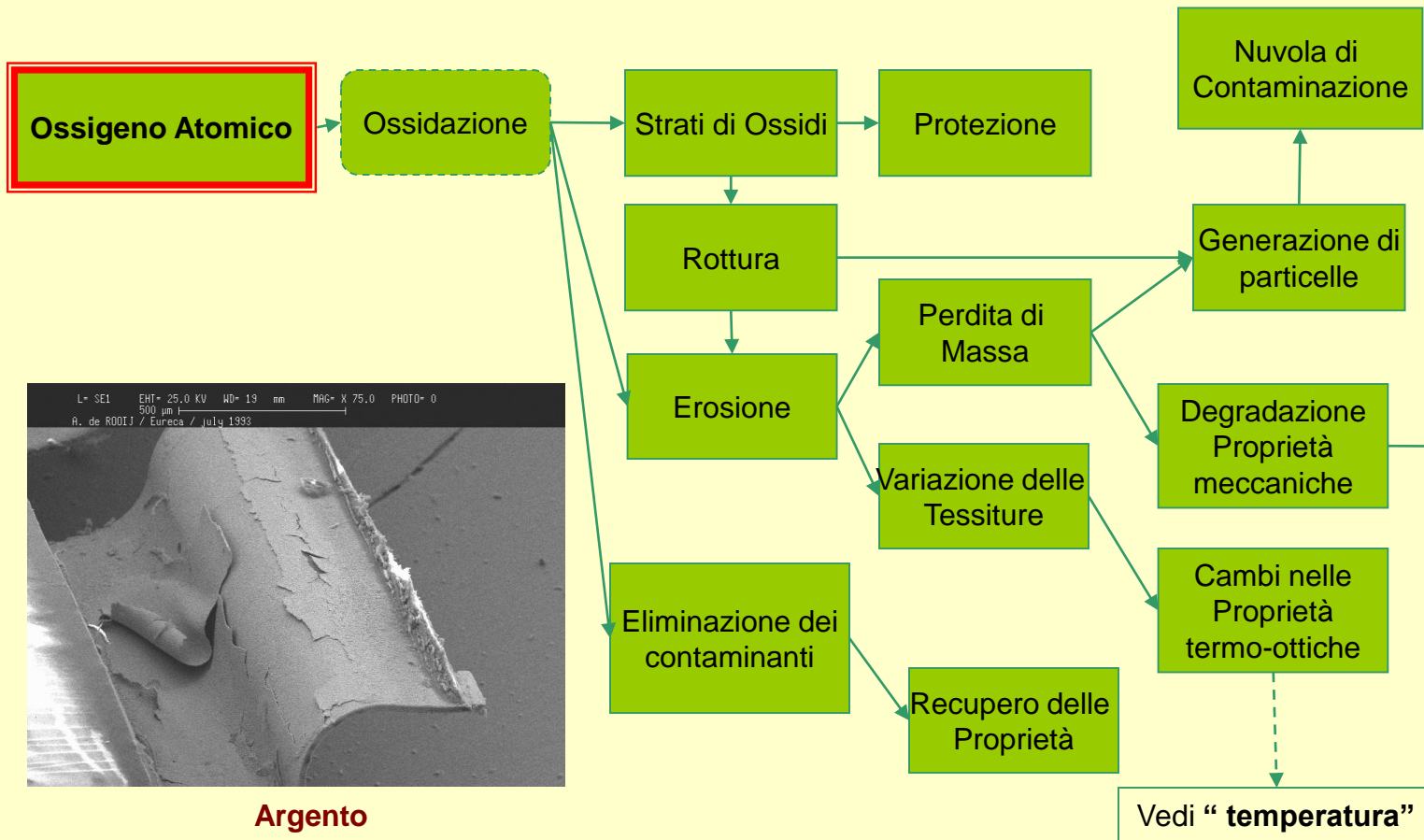
EFFETTI DEL VUOTO



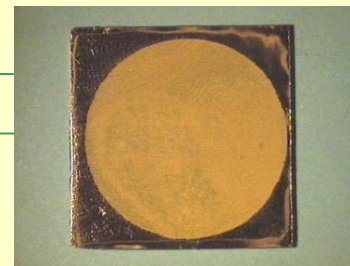
EFFETTI DELLA TEMPERATURA



OSSIGENO ATOMICO (ATOX)



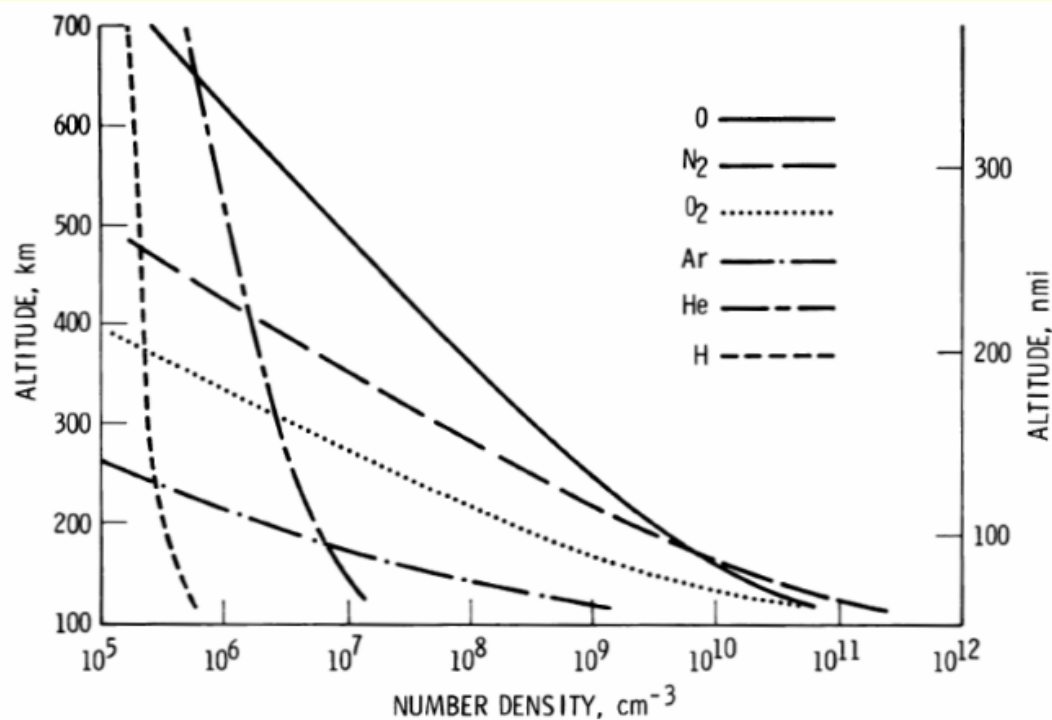
Argento



kapton

OSSIGENO ATOMICO (ATOX)

ATOX è prodotto dalla foto-dissociazione dell'ossigeno molecolare nell'atmosfera superiore mediante radiazione solare di lunghezza d'onda inferiore o uguale a 243 nm. È il principale costituente dell'atmosfera residua nell'Orbita terrestre bassa (LEO) come illustrato nella figura. Gli atomi di ossigeno hanno una densità di 10^7 - 10^8 atomi / cm^3 all'altitudine della Stazione Spaziale Internazionale (circa 400 km).



Composizione atmosferica in Orbita Bassa



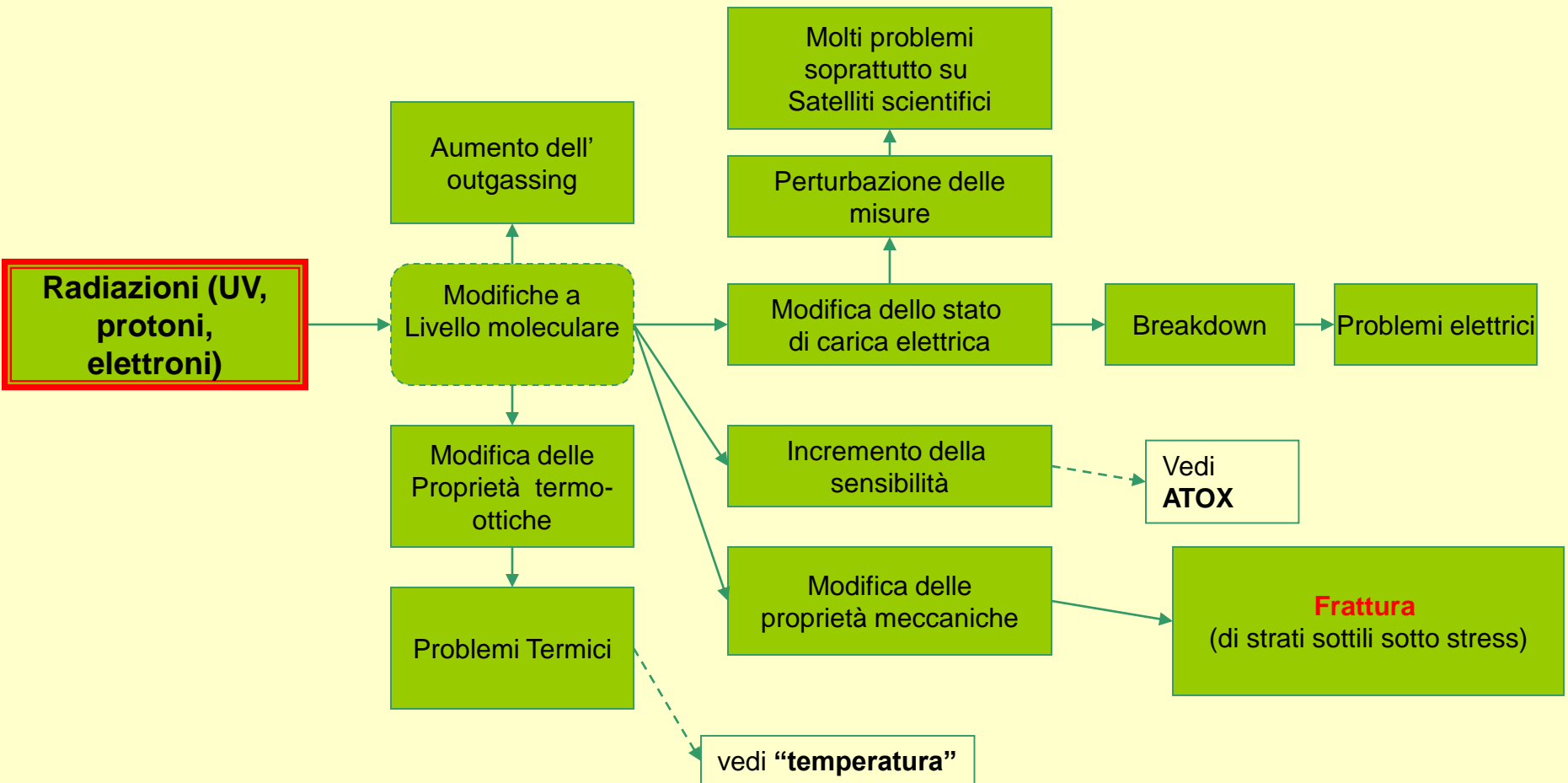
Preflight



Postflight

Figure 1. Preflight and postflight Long Duration Exposure Facility M0001 Heavy Ions in Space experiment, indicating atomic oxygen erosion and ultraviolet degradation.

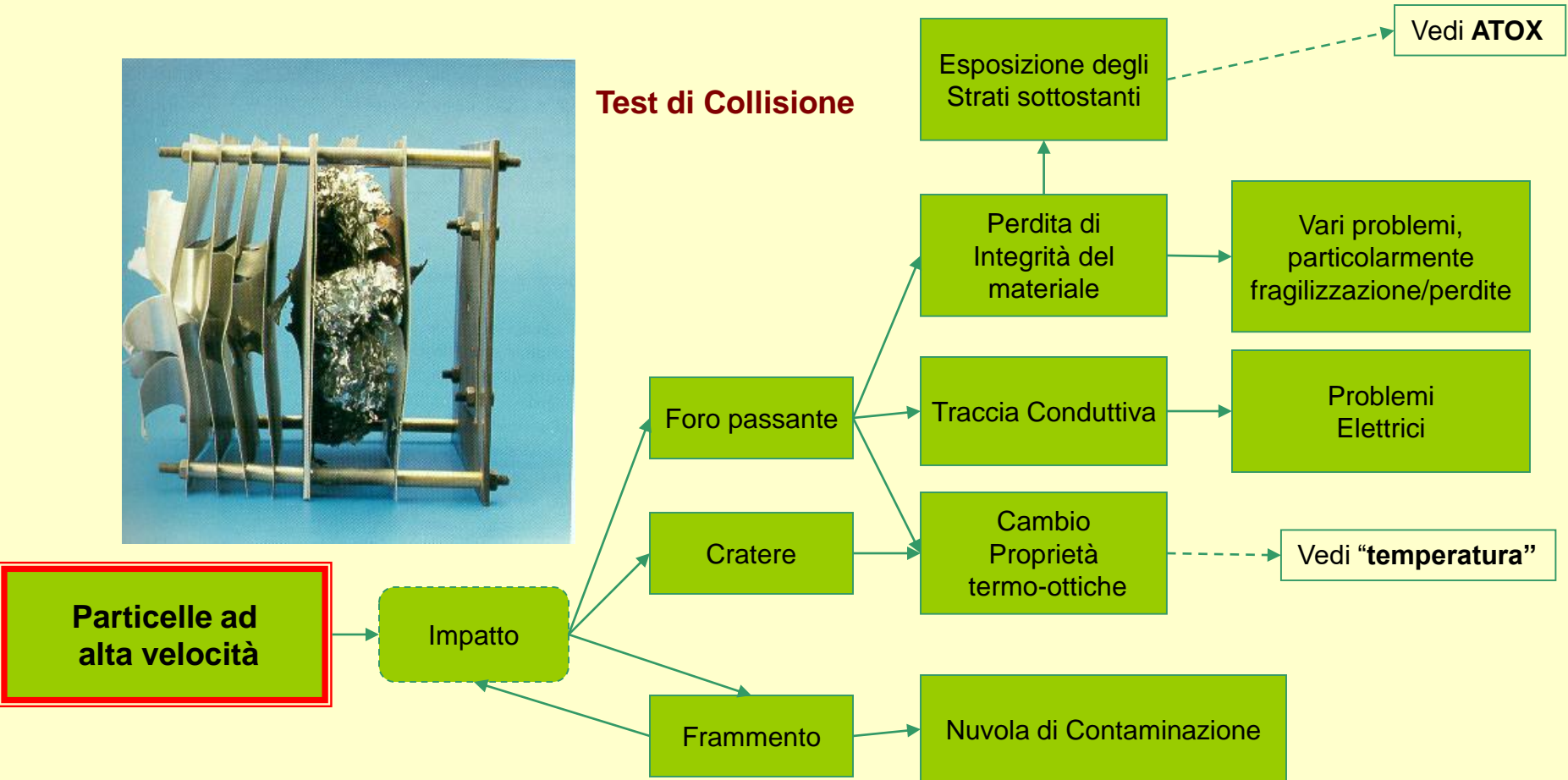
EFFETTI DELLE RADIAZIONI

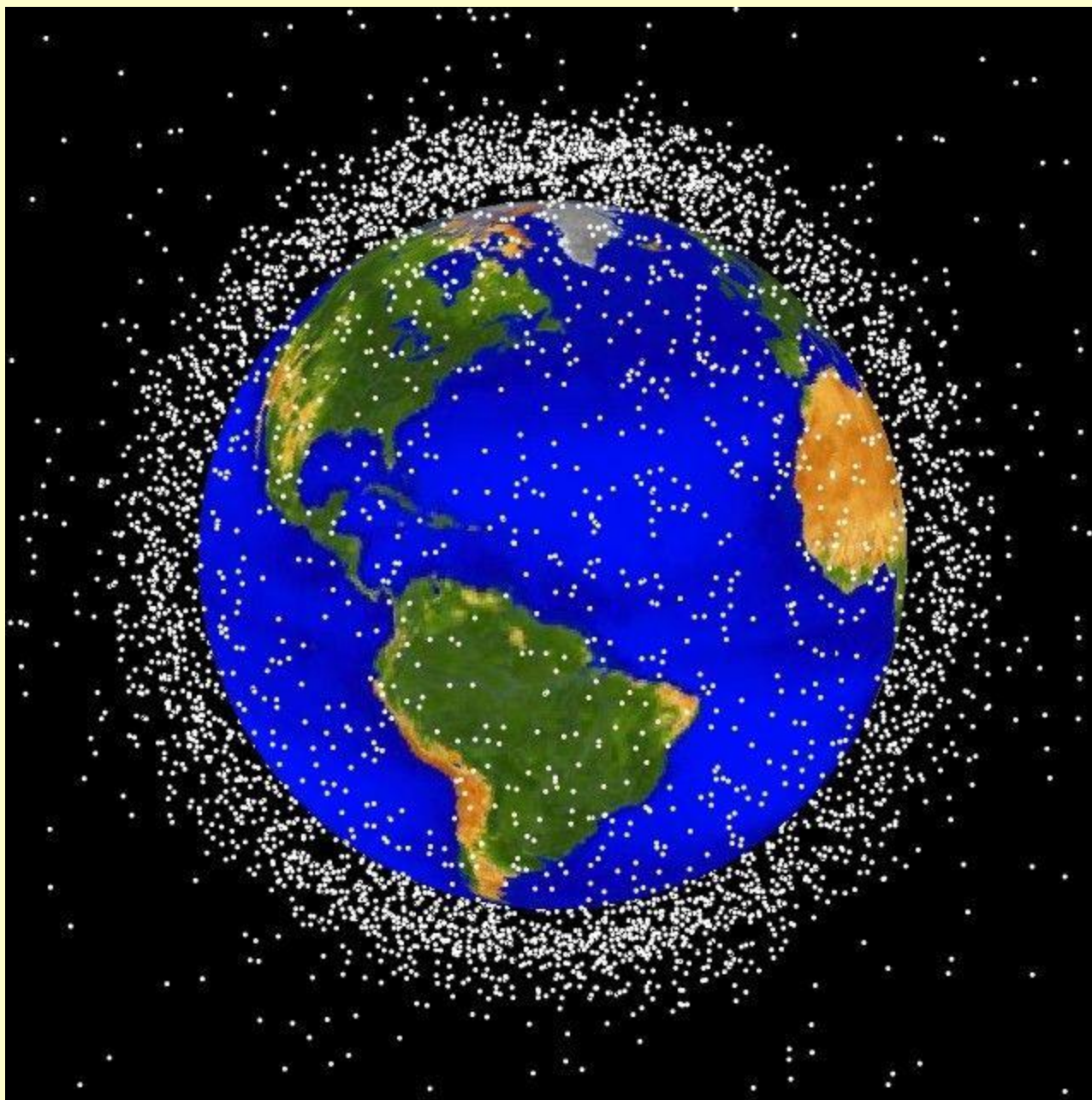


MICROMETEORITI E FRAMMENTI (“DEBRIS”)



Test di Collisione





Razzi lanciati dal 1957: \approx **5450** (escludendo fallimenti)

Numero dei satelliti messi in orbita attorno alla Terra: \approx **8950**

Loro numero ancora in orbita: \approx **5000**

Loro numero ancora in funzione: \approx **1950**

Numero degli oggetti tracciati da Space Surveillance Networks : \approx **22 300**

Numero (stimato) di rotture, esplosioni, collisioni, etc.: $>$ **500**

Massa totale dei frammenti in orbita: $>$ **8400 tonnellate**

Stima statistica del numero di frammenti in orbita:

34 000 oggetti $>$ 10 cm

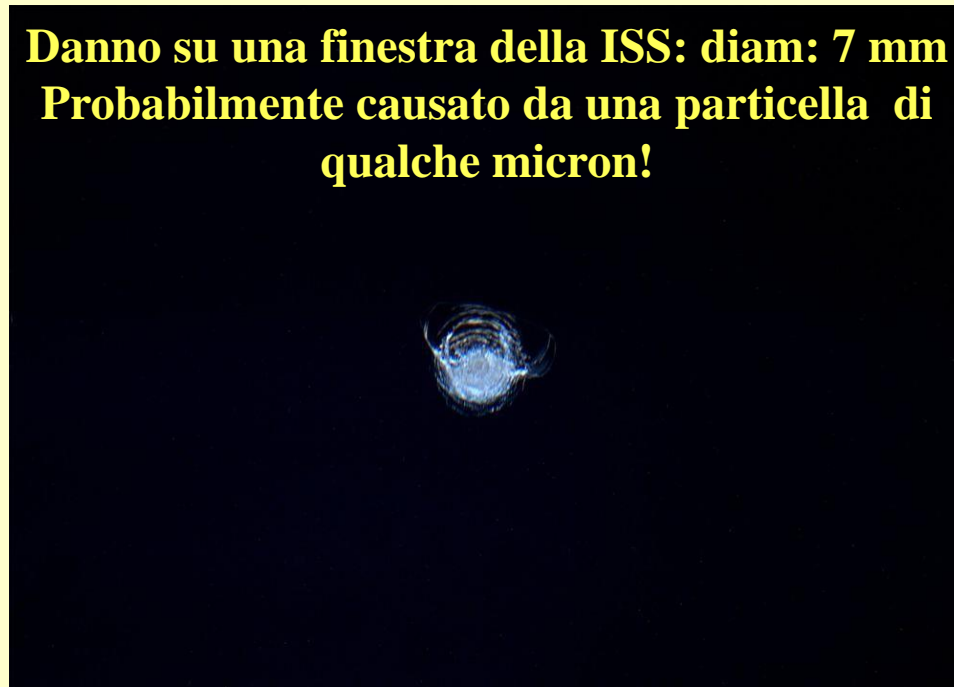
900 000 oggetti da 1 cm a 10 cm

128 milioni di oggetti da 1 mm a 1 cm

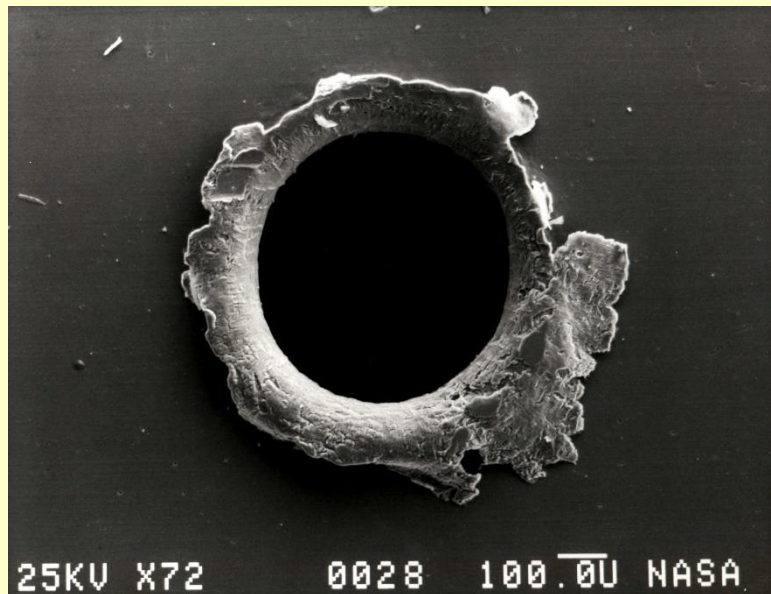
A causa delle velocità orbitali relative (fino a 56 000 km/h, i detriti di dimensioni $>$ 1cm possono danneggiare seriamente un veicolo spaziale.

Le collisioni con oggetti più grandi di 10 cm portano a rotture catastrofiche, rilasciando nubi di detriti pericolosi, che a loro volta, possono causare ulteriori collisioni catastrofiche

**Danno su una finestra della ISS: diam: 7 mm
 Probabilmente causato da una particella di
 qualche micron!**

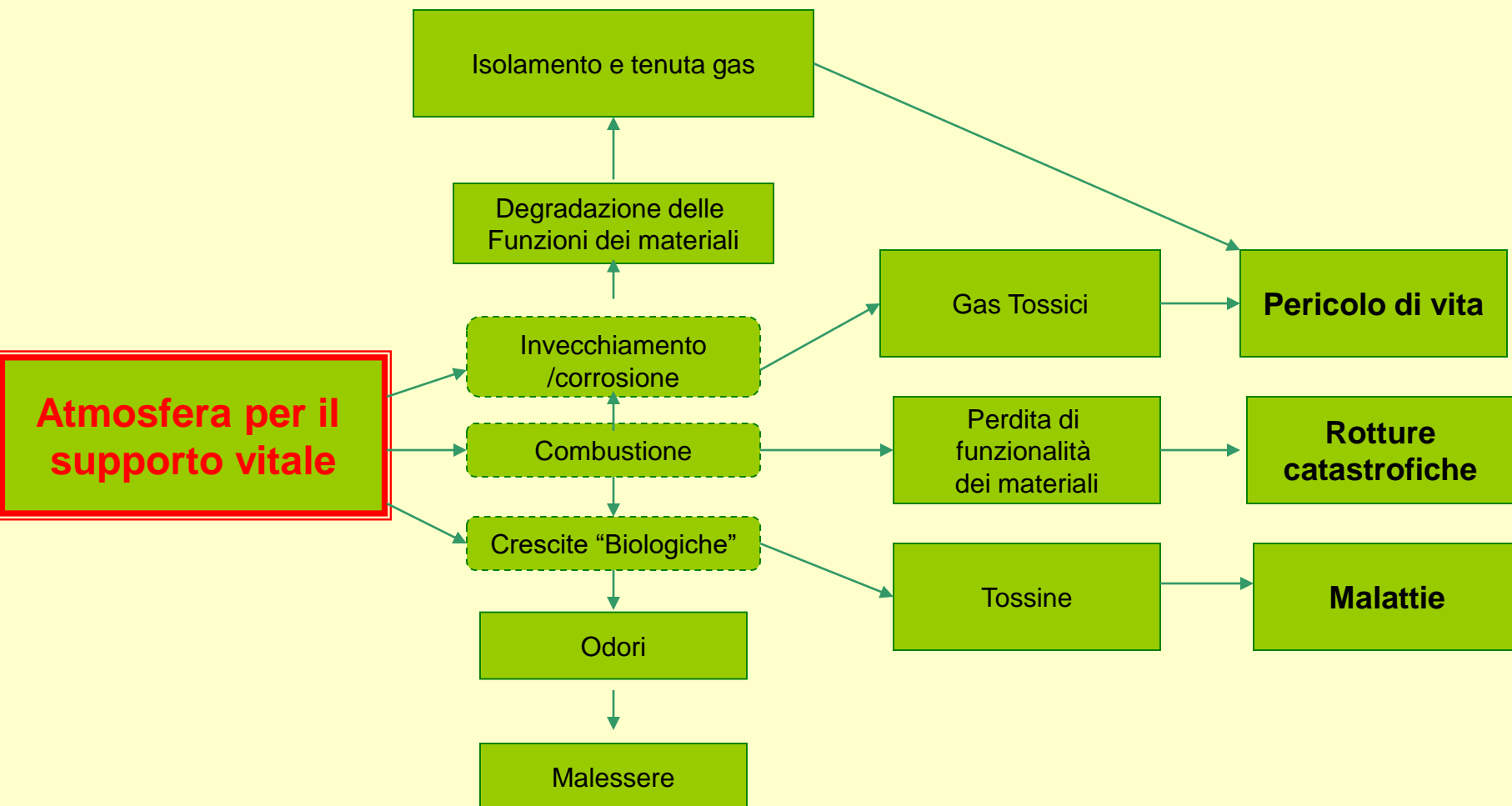


Foro su pannello solare

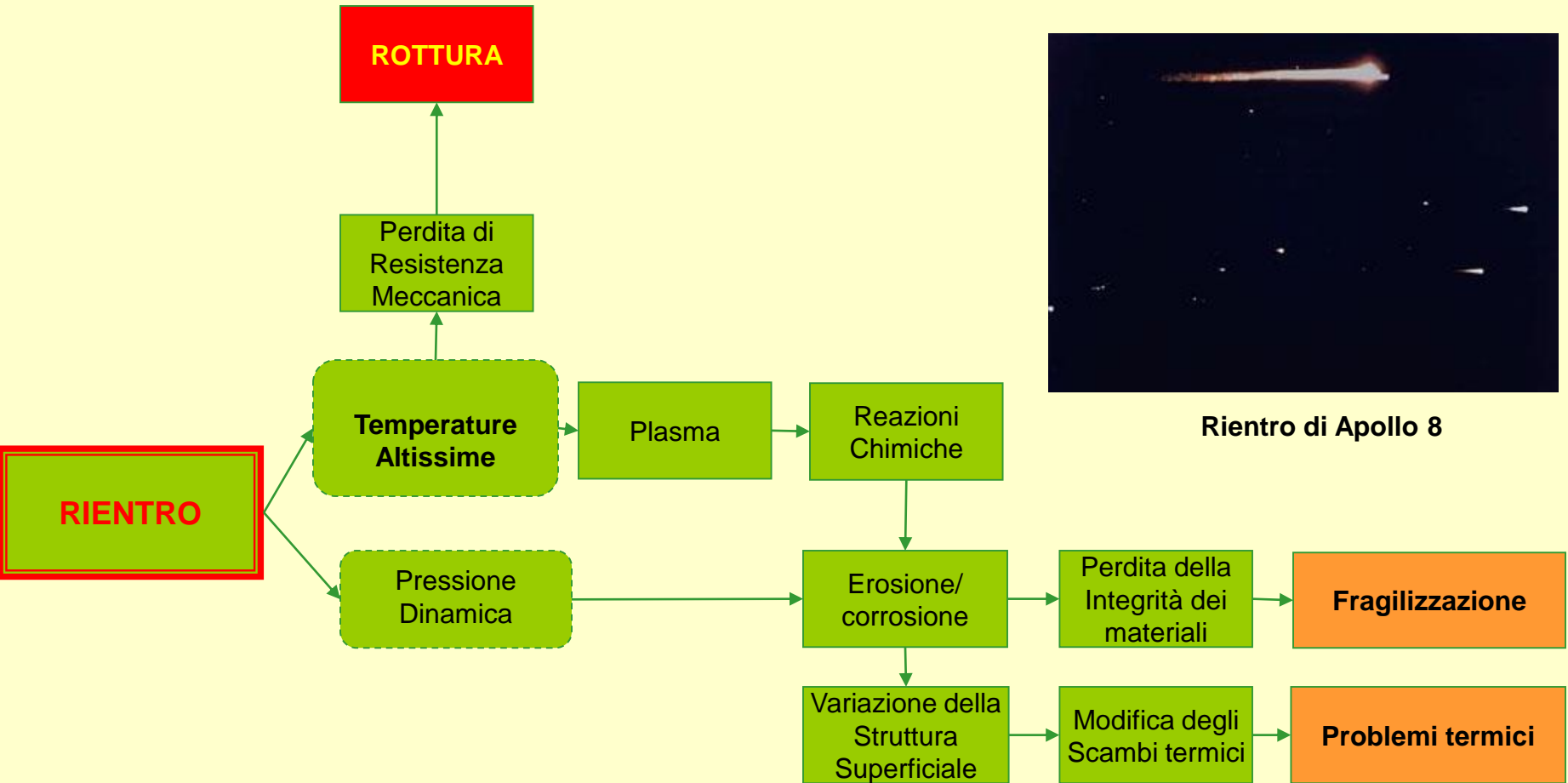


Blocco Al
 $V \approx 7 \text{ km/s} \approx 25000 \text{ km/h}$
 $M \approx 15 \text{ g}$
 Prof. $\approx 12 \text{ cm}$

VOLUMI ABITATI



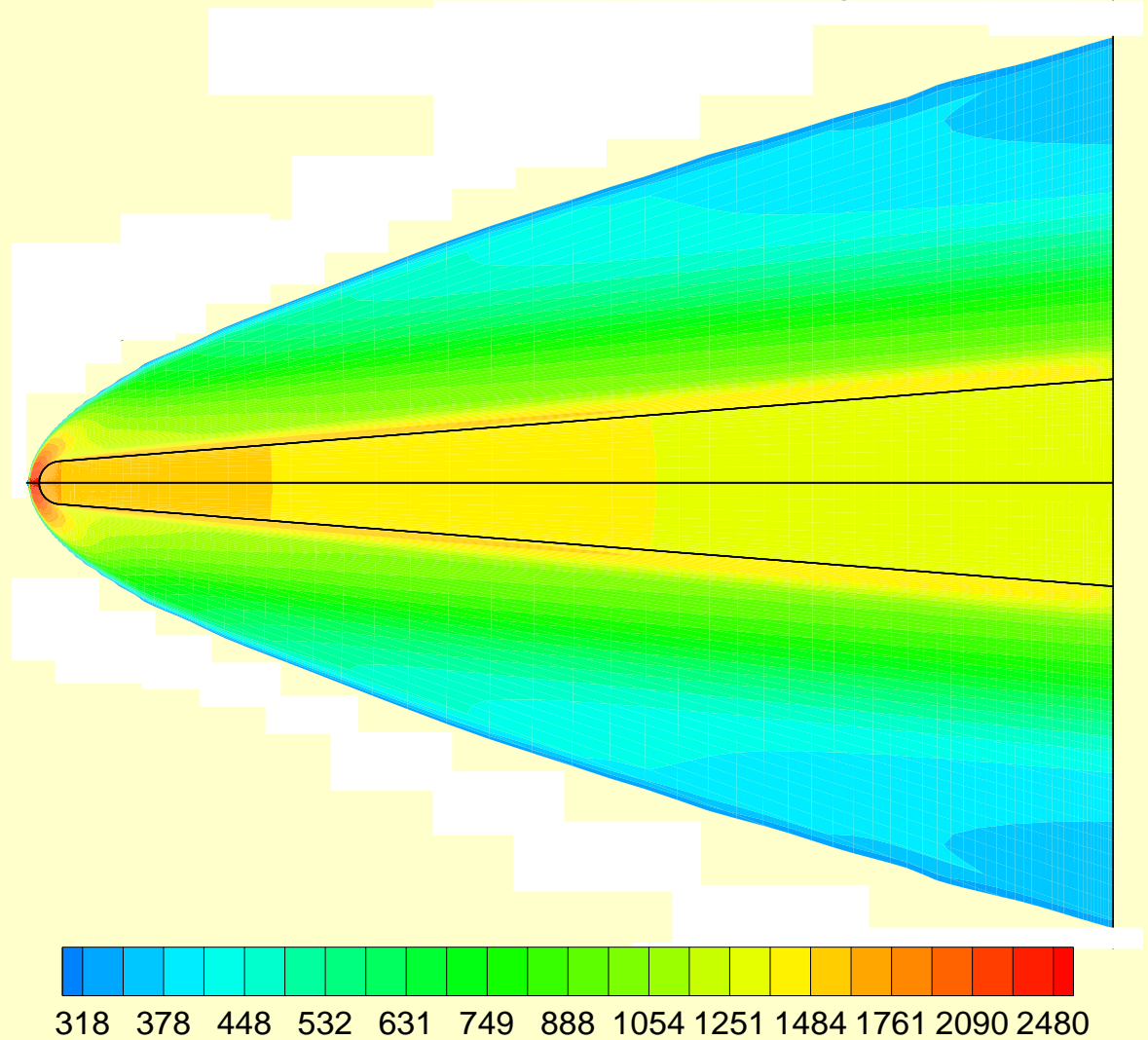
RIENTRO

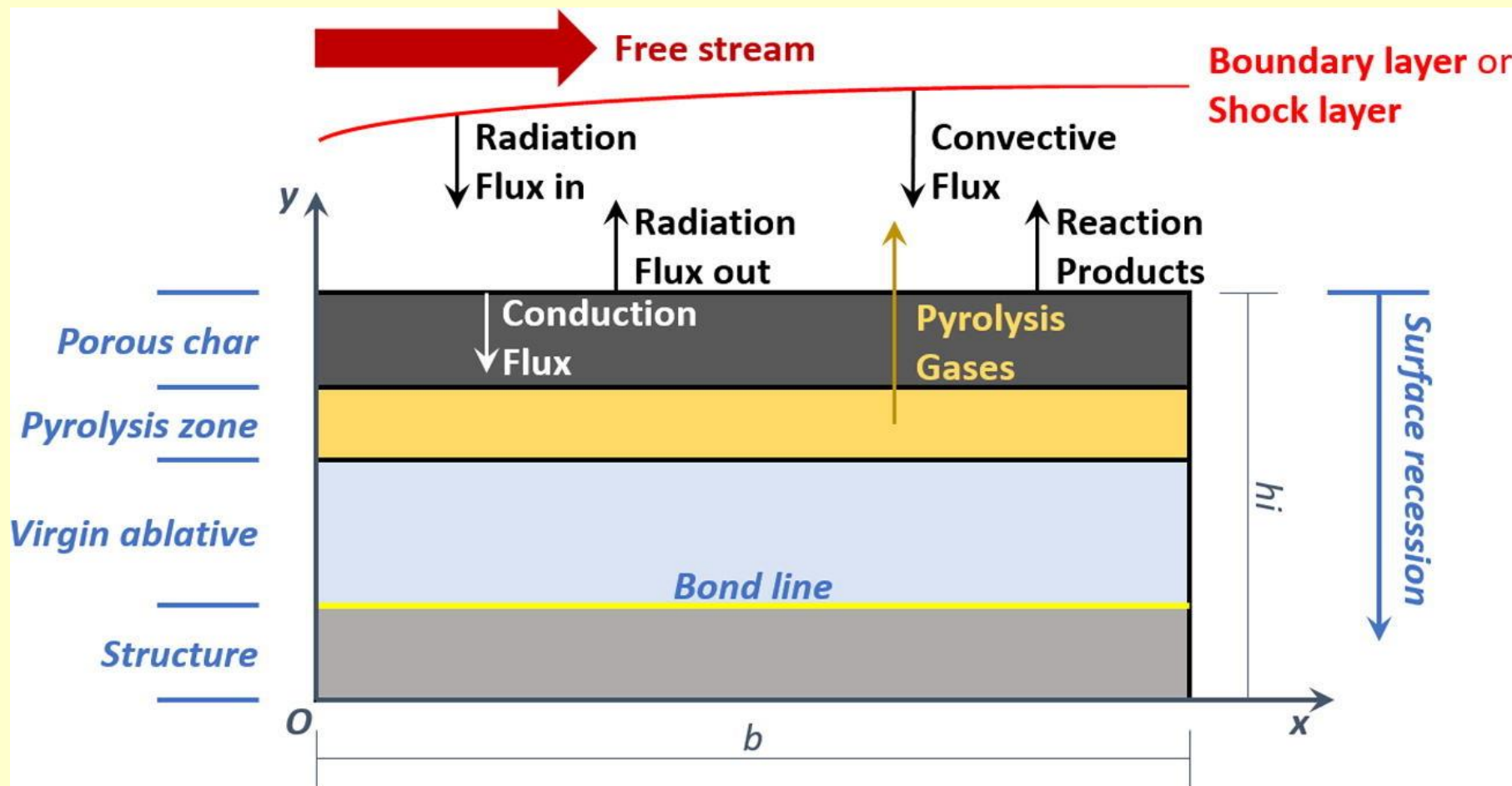


Rientro di Apollo 8

Distribuzione delle temperature statiche [K] – TiB₂ wedge-

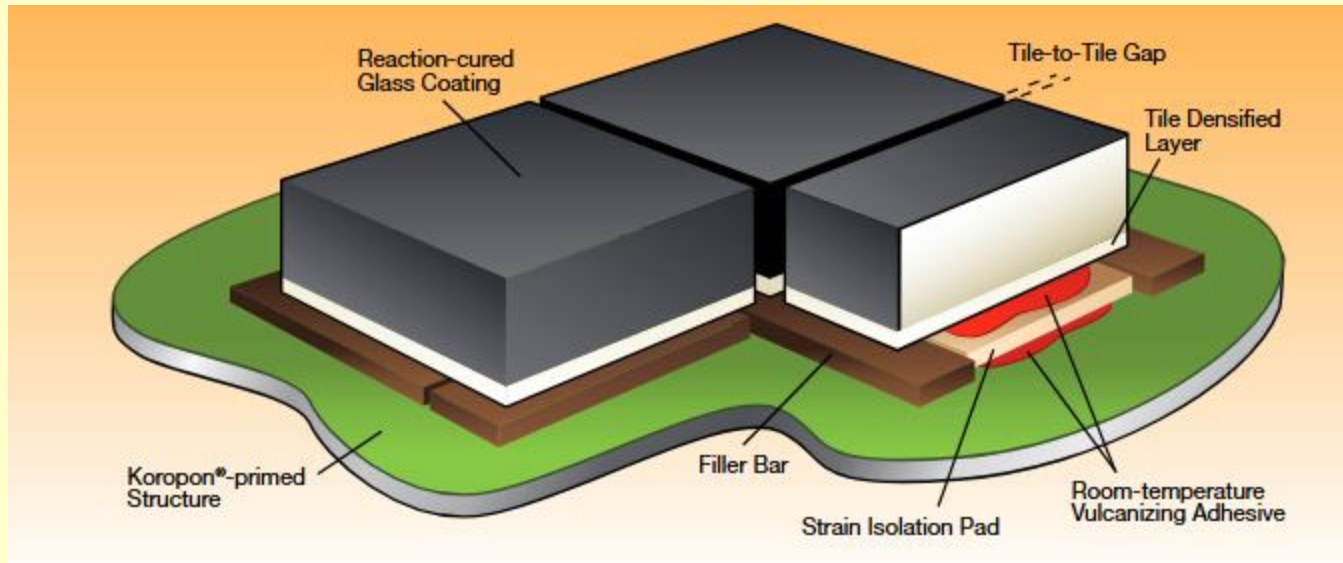
[K]





Shuttle Isolation System

Sistema di montaggio delle High Temp Reusable Surface Insulations



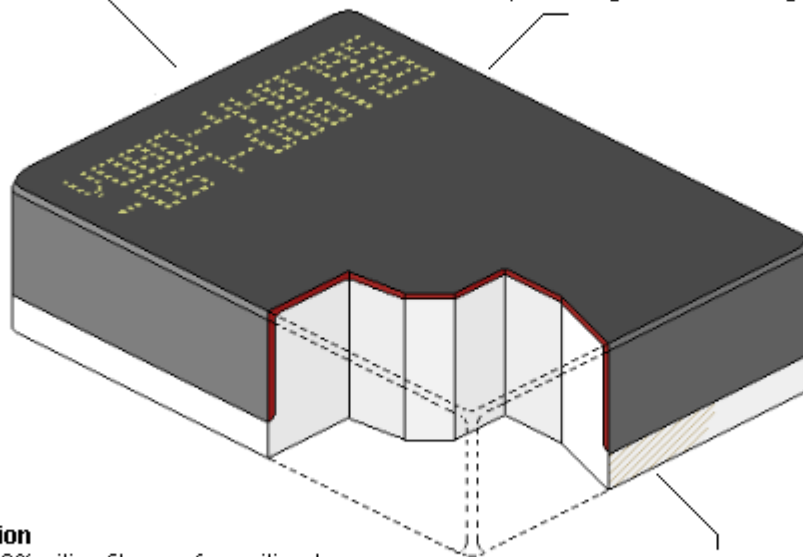
HTRSI: mattonelle a base Silice/fibre rivestite di vetro borosilicatico nero che ha un'emissione superiore a 0,8. Usate sulle aree in cui le temperature raggiungono fino a 1.260 ° C
 Per nose-cap, wing edges etc.: Compositi C/C (fino a 1650°C).

Identification number

Each tile has an identification number which tells batch and location. This number can be fed into a computer to produce an identical tile.

Coating

The outer portion of a tile is covered with a black-glazed coating of borosilicate. These tiles do most of the coating job by shedding about 95% of the heat encountered. The remaining 5% is absorbed by the tile's interior, preventing it from reaching the orbiter's aluminum skin.



Composition

90% air, 10% silica fibers a few millimeters thick. The tiles feels similar to plastic foam. The silica fibers are derived from high-quality sand.

Glue

A silicon-rubber glue similar to common bathtub caulking, bonds a tile to a felt pad, that is in turn bonded to the orbiter's skin. The felt absorbs the stresses of airframe bending that could damage the tiles.

... e per il futuro...

..per applicazioni in condizioni estremamente aggressive, si è trovato che i **boruri**, i carburi e i nitruri di metalli di transizione hanno una conduttività termica sorprendentemente elevata, resistenza all'ossidazione e una ragionevole resistenza meccanica.

Di questi, ZrB_2 e HfB_2 , in compositi contenenti circa il 20% di volume di SiC, sono risultati i più performanti.

TPS per HUYGENS

- I sistemi di Protezione Termica (TPS) sono progettati per proteggere il “probe” dal calore intensissimo prodotto per l’attrito (**6 km/s**) con l’atmosfera di Titano. A tali velocità le temperature superficiali raggiungono **1700 °C** in meno di un minuto!
- Lo scudo termico è ricoperto di “tegole” simili a quelle usate per lo **Space Shuttle**, fatte di un materiale denominato AQ60 — una materassina a bassa densità di fibre di silice.
- Lo spessore delle tegole è calcolato per assicurare che la struttura portante non raggiunga temperature superiori a **150 °C** .
- La parte posteriore raggiunge temperature molto inferiori: per questa ragione è stata isolata con una schiuma a base di silice denominata “Prosial” .
- La massa totale del sistema di Protezione Termica supera i **100 kg**, cioè quasi un terzo della massa dell’intero modulo Huygens.



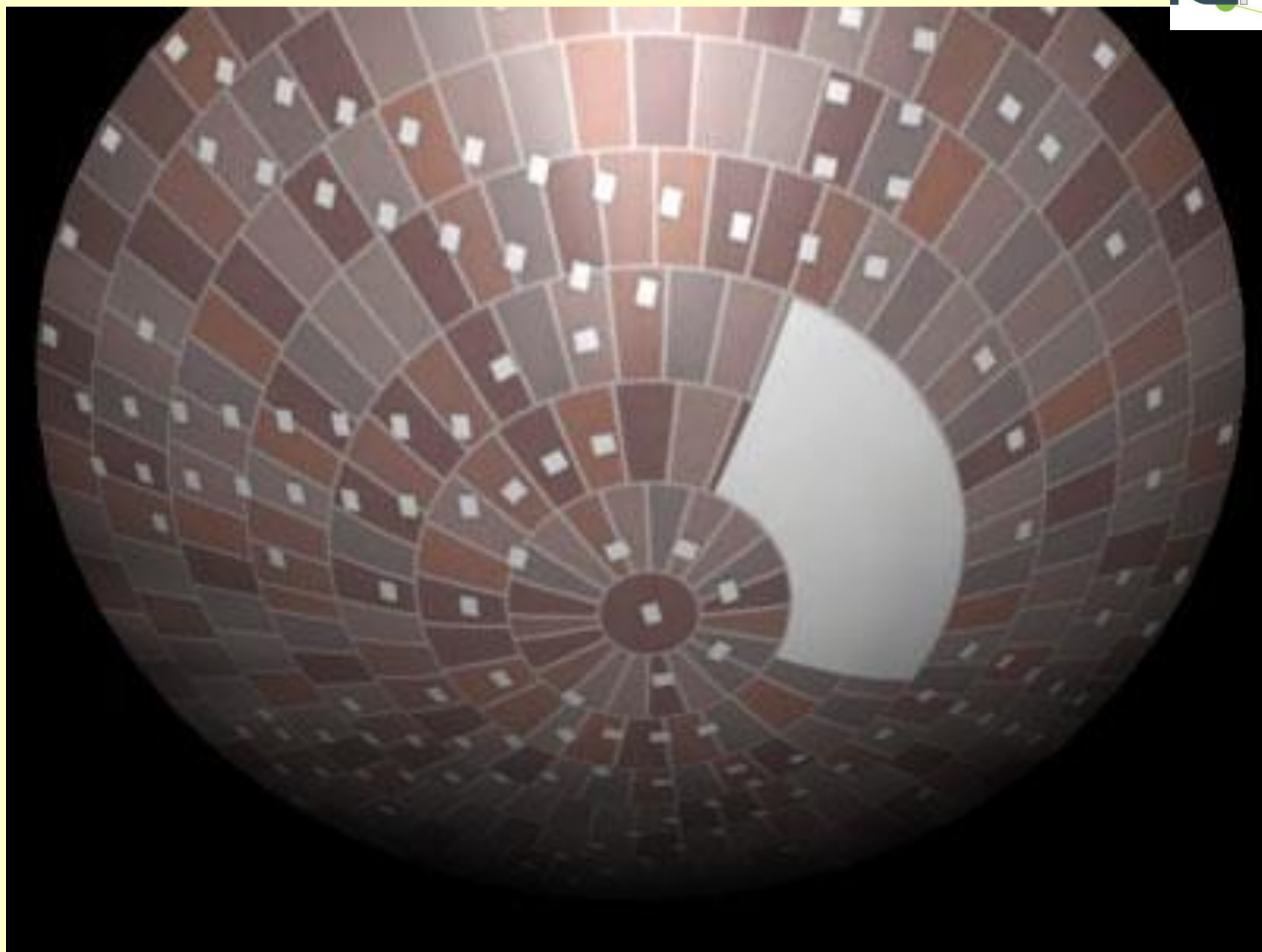
Protective shell. Heat-resistant tiles cover Huygens' curved front shield, to withstand the breaking and heating when it first enters Titan's atmosphere. The probe then discards the shield and the foil-wrapped back cover, revealing the instrumented section here seen nested in the shield.

Image: DASA, Germany









SOMMARIO DEI FATTORI CHE CONTROLLANO LA SELEZIONE DEI MATERIALI

- forze: ampiezza e direzione, statiche e dinamiche
- stabilità dimensionale
- ambientali: vedi tabella

A Terra	Fase di Lancio	Spazio
Temperatura	Vibrazioni	Temperatura
Umidità	Accelerazioni	Vuoto
Atmosfera	Shock	Radiationi
Fattori Biologici	Flussi termici	Frammenti Spaziali
Carichi (per il Trasporto)	Fulmini	Micrometeoriti
Tests	Uccelli	Ossigeno Atomico
	Erosione da pioggia	Attività Umane

SELEZIONE DEI MATERIALI E REQUISITI PER LO SPAZIO

Parametro	Gruppo di Materiali		
	Plastiche (CFRP)	Metalli	Ceramici
Outgassing/Offgassing	✓	✦	✦
UV or radiation stability	✓	✦	✦
Atomic oxygen (LEO)	✓	Bulk material stable. Thin films may degrade	✦
Toxicity	✓	✦	✦
Flammability	✓	✦	✦
Moisture absorption	✓	✦	✦
Dimensional stability	✓ Low CTE but some instability	✓ Controlled CTE possible	✦
Aqueous corrosion	NA	e.g. SCC	✦
Embrittlement at cryogenic temperatures	✓	✓	✦
Thermal cycling	✓ Will accept -170 oC to +200 oC	✓ Will go close to 1000 oC as maximum	✓ Will go to high temperatures
Thermal conductivity	Low, Anisotropic	✓ Good to high	✓ Low to medium
Thermal expansion	✓ Low axial CTE, high transverse CTE	✓ Wide variations possible	✓ Modest CTE, temperature range important
Oxidation resistance	NA, other than LEO	✓ Engines	✓ Engines and TPS
Hydrogen embrittlement	✓ for fuel tanks	✓ For propulsion systems	✓ For engines
Emissivity	NA	✓	✓
Flux capacity	NA	✓	✓
Hot gas corrosion	NA	✓	✓

✓ : **Critico** per la selezione; ✦ : **non importante** a causa della buona stabilità del materiale; NA= **non appropriato**

MATERIALI USATI

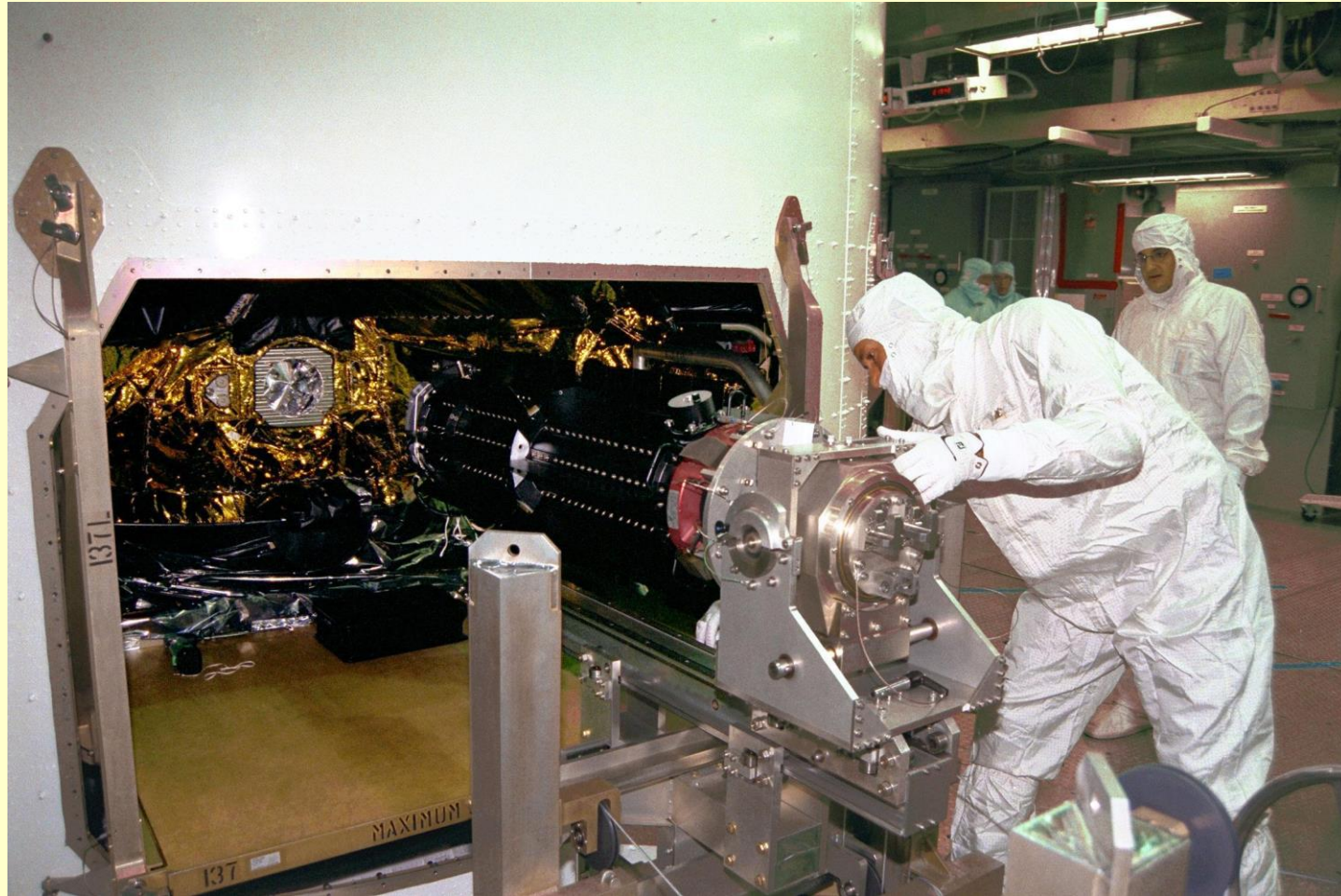
- **Costruzioni in Composito**
- **Alluminio**
- **Acciai ad alta resistenza**
- **Acciai resist. alla corrosione**
- **Acciai induriti per precipitazione**
- **Titanio**
- **Magnesio**
- **Berillio**
- **Leghe Refrattarie**
- **Superleghe**
- **NO Mercurio, Cadmio, Zinco**

- **Vetri e Ceramiche**
- **Compositi a Matrice Ceramica - CMC (incl. Carbon-Carbon)**
- **Compositi a Matrice Metallica**
- **Polimeri (termoind./termoplastici)**
- **Gomme (escluse le gomme adesive)**
- **Lubrificanti**
- **Isolanti termici (inclusi i materiali ablativi)- TPS**
- **Materiali Ottici**

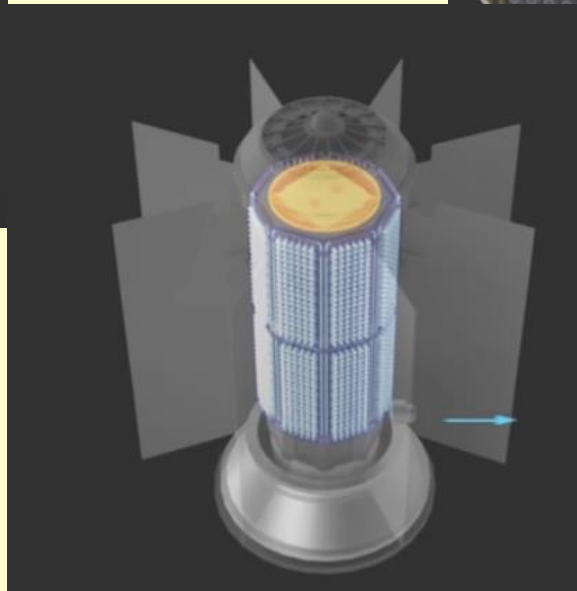
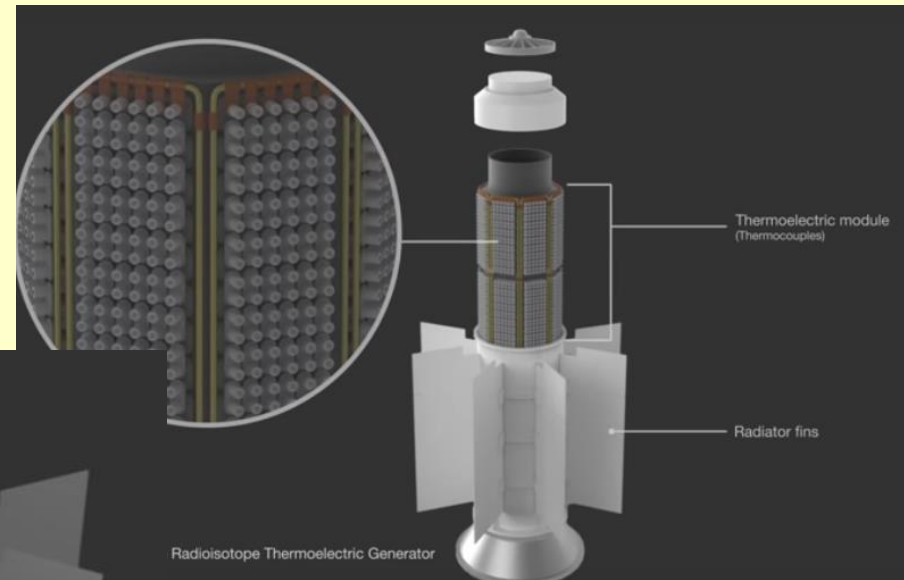
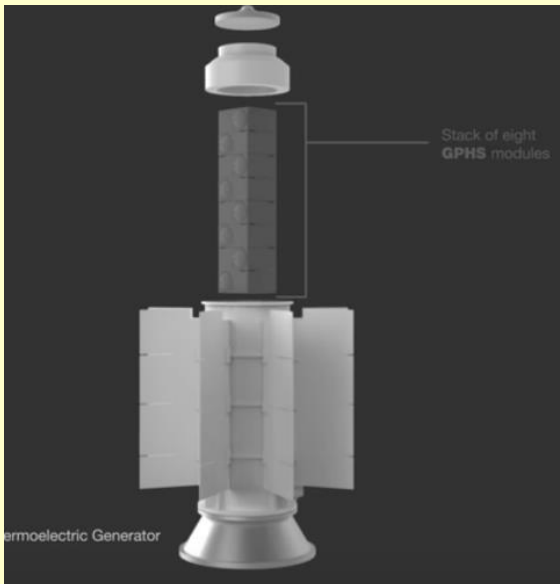
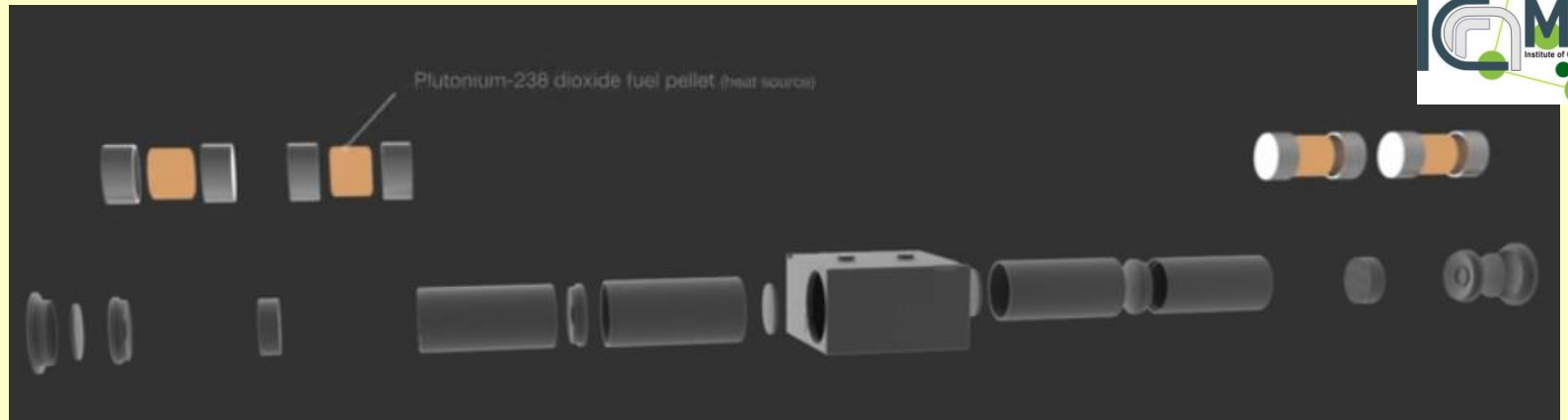
CONCLUSIONI

- **L'ambiente spaziale può essere estremamente aggressivo, quindi la scelta dei materiali richiede che vengano valutate attentamente tutte le condizioni operative.**
- **Devono essere valutate sia le condizioni che i veicoli spaziali incontrano "a terra" sia quelle che si hanno durante le missioni nello spazio.**
- **La selezione dei materiali è funzione della specifica missione in programma. Tutti i fattori ambientali influiscono sulla scelta dei materiali.**
- **L'uso di specifici materiali è imposto dalle particolari condizioni operative che si dovranno affrontare.**

Radioisotope Thermoelectric Generator Cassini Spacecraft



Radioisotope Thermoelectric Generators, or RTGs, provide electrical power for spacecraft by converting the heat generated by the decay of plutonium-238 (Pu-238) fuel into electricity Seebeck Effect.



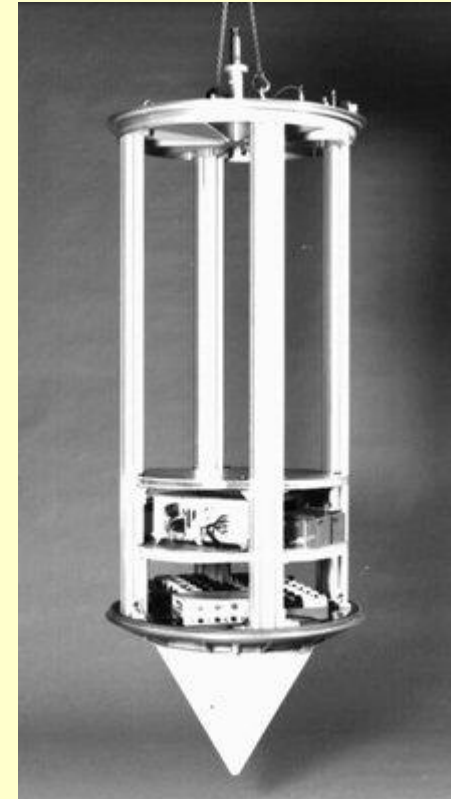
Microgravità

Torre di caduta di Brema

$H_{\text{tot}} = 146 \text{ m}$
 $H_{\text{drop}} = 120 \text{ m}$
 $\mu g = 4.74 \text{ s}$



$D = 80 \text{ cm}$
 $H = 2.5 \text{ m}$



Microgravità

VOLI PARABOLICI



→ SCIENCE WITH(OUT) GRAVITY

Parabolic flights

A tailored aircraft flies for short bursts in repeated **20-second parabolas**.

The parabolas can be changed to provide **zero-gravity**, or reduced gravity such as **lunar - martian**.

11 parabolas = key provide **10 minutes of microgravity**.

Parabolic flights are often used to **conduct research with humans and validate experiments** before they fly to the International Space Station.

#Space19plus #ScienceAtESA

Space19



Microgravità



COLUMBUS Module

52

