



Finanziato
dall'Unione europea
NextGenerationEU



Ministero
dell'Università
e della Ricerca



Italiadomani
PIANO NAZIONALE
DI RIPRESA E RESILIENZA



INAF
ISTITUTO NAZIONALE
DI ASTRONOMIA

Introduzione ai rientri incontrollati

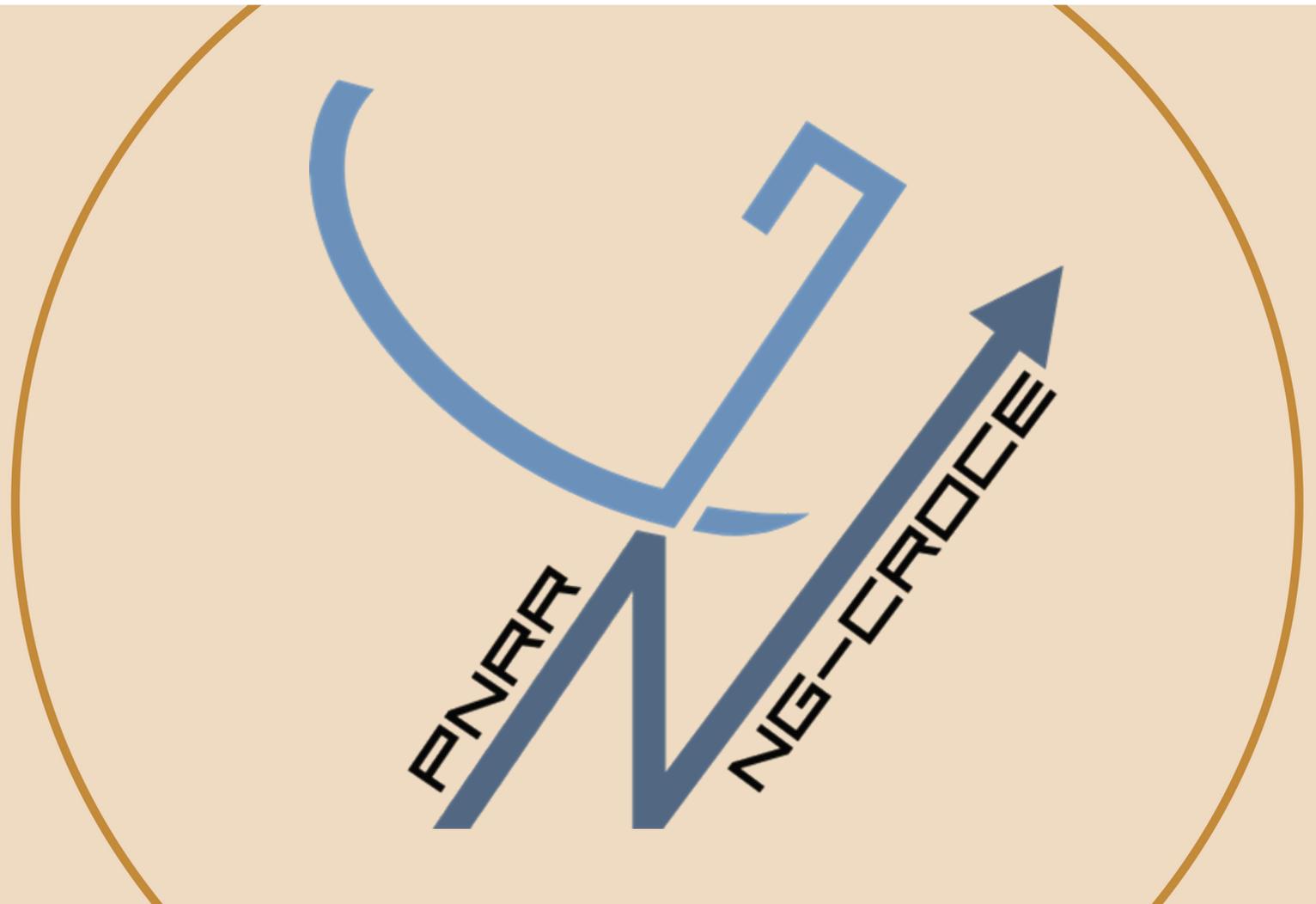
Training Meeting

NG-Croce

Lunedì 12 Maggio - Giovedì 15 Maggio

Radiotelescopi di Medicina

IRA - Bologna



Carmen Pardini & Luciano Anselmo – CNR-ISTI (Pisa)



Contenuti 1^a parte (L. Anselmo)

- Atmosfera terrestre
- Confine dello spazio esterno
- Frenamento aerodinamico
- Parametro balistico
- Perturbazione orbitale
- Dissipazione di energia
- Riscaldamento e decelerazione
- Fasi di rientro
- Disintegrazione e caduta dei frammenti
- Tipi di rientro



Atmosfera terrestre

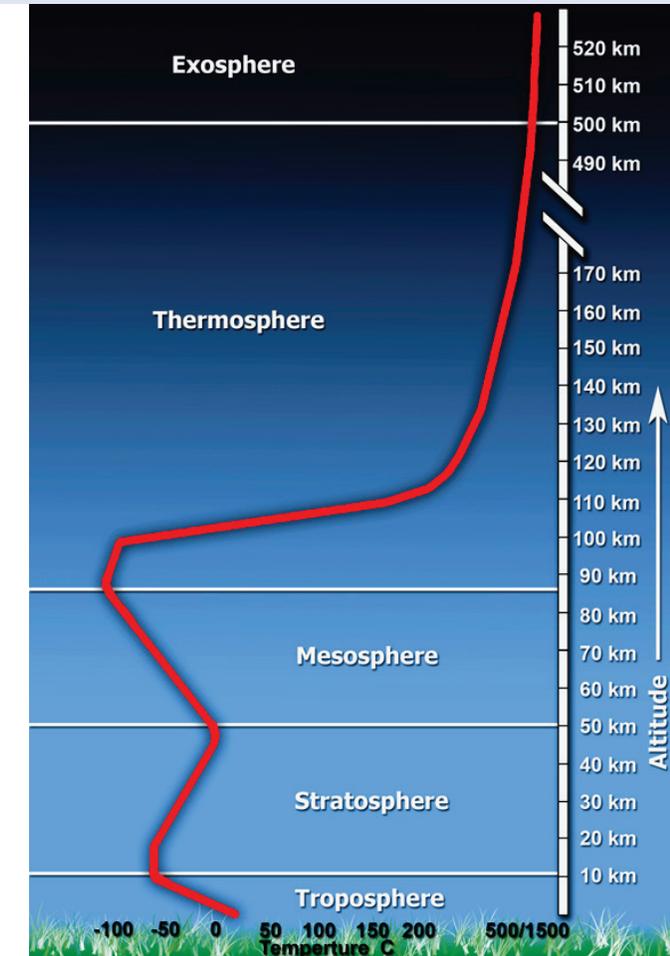
- L'atmosfera non ha un confine definito
- La pressione e la densità decrescono esponenzialmente con la quota
- Si fonde senza soluzione di continuità con lo spazio interplanetario

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h}{H}\right) \quad @ \quad 0 \leq h \leq 120 \text{ km}$$

$$\rho_0 = 1.752 \text{ kg m}^{-3}$$

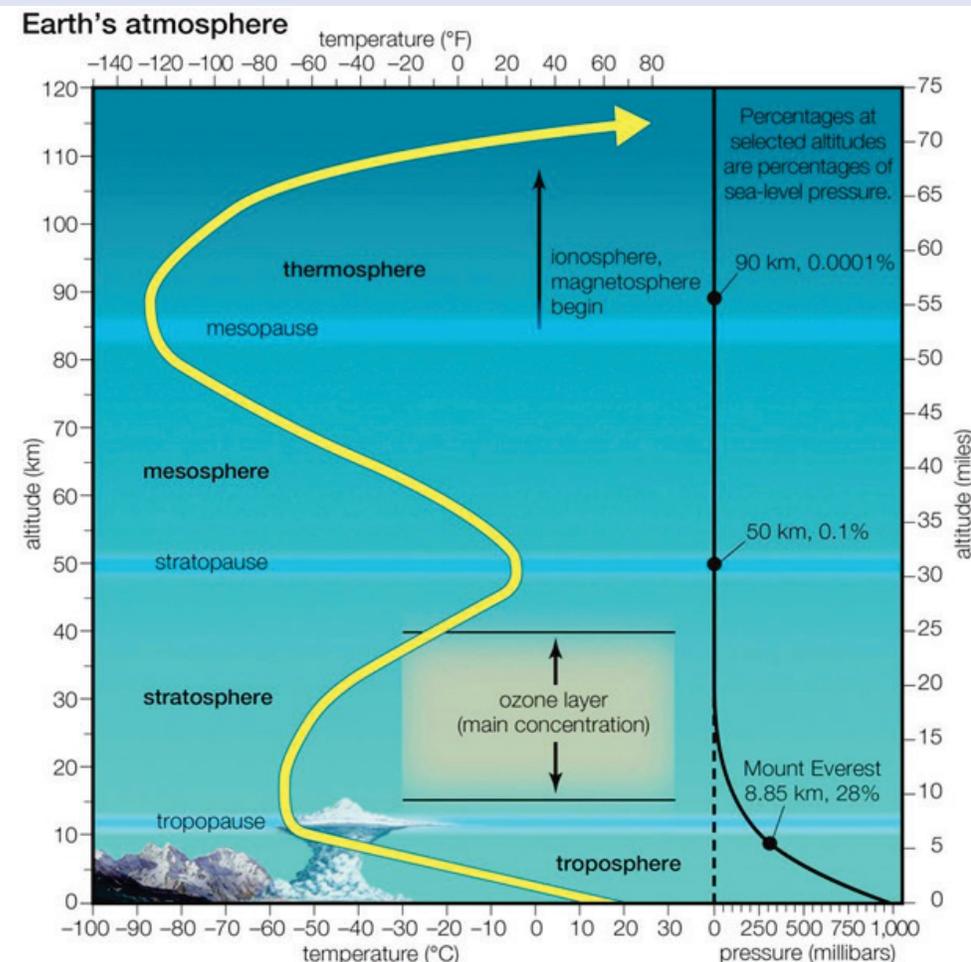
$$H = 6.7 \text{ km}$$

errors $\Delta\rho/\rho < 50\%$



Dove finisce l'atmosfera?

- Non c'è ancora un confine definito formalmente nei trattati internazionali e nelle leggi che separa l'atmosfera dallo spazio esterno
- Approccio funzionalista
- Il **99%** dell'atmosfera si trova sotto i **30 km** di quota
- Il **99,9%** dell'atmosfera si trova sotto i **50 km** di quota
- Solo lo **0,0001%** dell'atmosfera (cioè **1 milionesimo**) si trova sopra i **90 km**
- Tra gli **80** e i **90 km** ci sono i confini della mesosfera e dell'ommosfera





Finanziato
dall'Unione europea
NextGenerationEU



Ministero
dell'Università
e della Ricerca



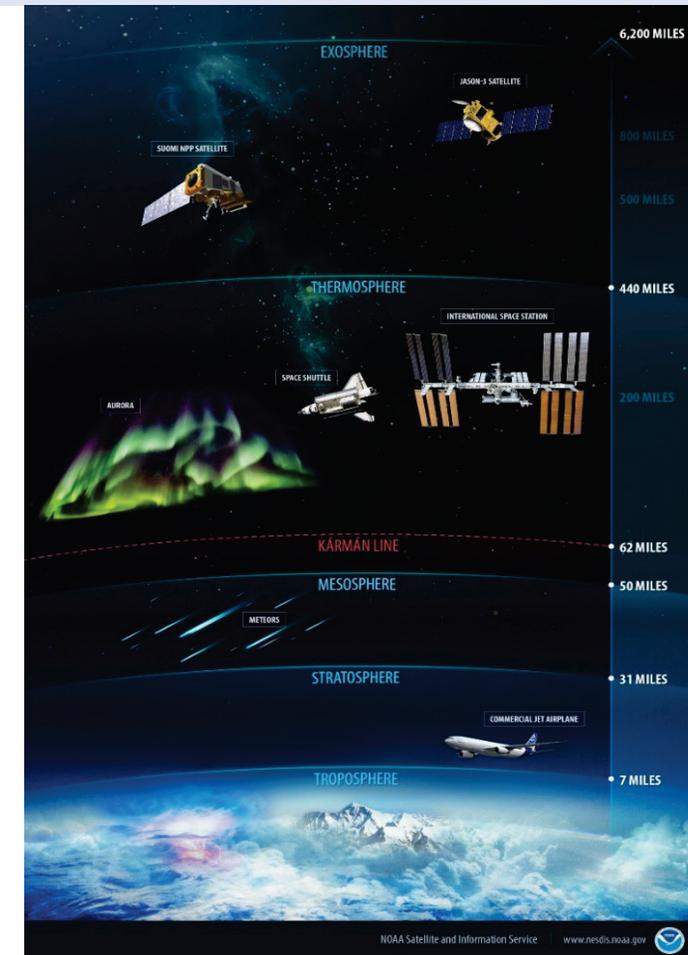
Italiadomani
PIANO NAZIONALE
DI RIPRESA E RESILIENZA



INAF
ISTITUTO NAZIONALE
DI ASTROFISICA

Dove comincia lo spazio esterno?

- La **linea di von Kármán – Haley** definisce la quota alla quale la velocità necessaria a un velivolo per generare portanza aerodinamica e rimanere in volo eguaglierebbe la velocità orbitale
- Per gran parte degli oggetti spaziali la linea di von Kármán – Haley si colloca tra i 66 e gli 88 km di quota
- La Fédération Aéronautique Internationale (FAI) ha però adottato il valore convenzionale di 100 km
- Più di un'**orbita circolare** completa è possibile al di sopra dei 120 km
- **Orbite molto ellittiche** possono consentire ripetuti passaggi al **perigeo** al di sopra degli 80 km





Frenamento atmosferico

- La **decelerazione a_D** subita da un oggetto spaziale a causa del **frenamento atmosferico** può essere espressa con la seguente relazione:

$$a_D = -\frac{1}{2} C_D \frac{A}{M} \rho V^2 \frac{V}{V}$$

- A** rappresenta la **sezione d'urto dell'oggetto spaziale** nella direzione della velocità rispetto all'atmosfera, **V** è la **velocità rispetto all'atmosfera**, **ρ** è la **densità dell'atmosfera** e **M** è la **massa dell'oggetto spaziale**
- C_D** è un coefficiente adimensionale (**coefficiente di resistenza aerodinamica**) che dipende dai dettagli dell'interazione tra molecole dell'atmosfera e superficie dell'oggetto spaziale



Parametro balistico

- Il **parametro balistico B** è definito come segue (talvolta si usa il suo inverso):

$$B = C_D \frac{A}{M}$$

- A rappresenta la **sezione d'urto dell'oggetto spaziale** nella direzione della velocità rispetto all'atmosfera, M è la **massa dell'oggetto spaziale** e C_D è il **coefficiente di resistenza aerodinamica**
- In pratica è un singolo parametro aerodinamico che include tutte le variabili (spesso affette da grandi incertezze) che caratterizzano l'interazione tra l'oggetto spaziale e l'atmosfera
- Può essere stimato studiando il decadimento orbitale dell'oggetto in esame



Perturbazione orbitale

- In prima approssimazione, il frenamento atmosferico produce una variazione (riduzione) sistematica (secolare) del **semiasse maggiore** (a) e dell'**eccentricità** dell'orbita (tipicamente ellittica) di un oggetto spaziale
- Il frenamento atmosferico tende progressivamente a **circularizzare le orbite ellittiche** abbassando l'altezza di apogeo, ma mantenendo sostanzialmente inalterata quella di perigeo
- Quando l'orbita è approssimativamente circolare rimane tale, ma con un raggio – in pratica coincidente con il semiasse maggiore – che si contrae sempre più in fretta, a causa dell'aumento esponenziale della densità atmosferica (μ è il **parametro gravitazionale della Terra**)

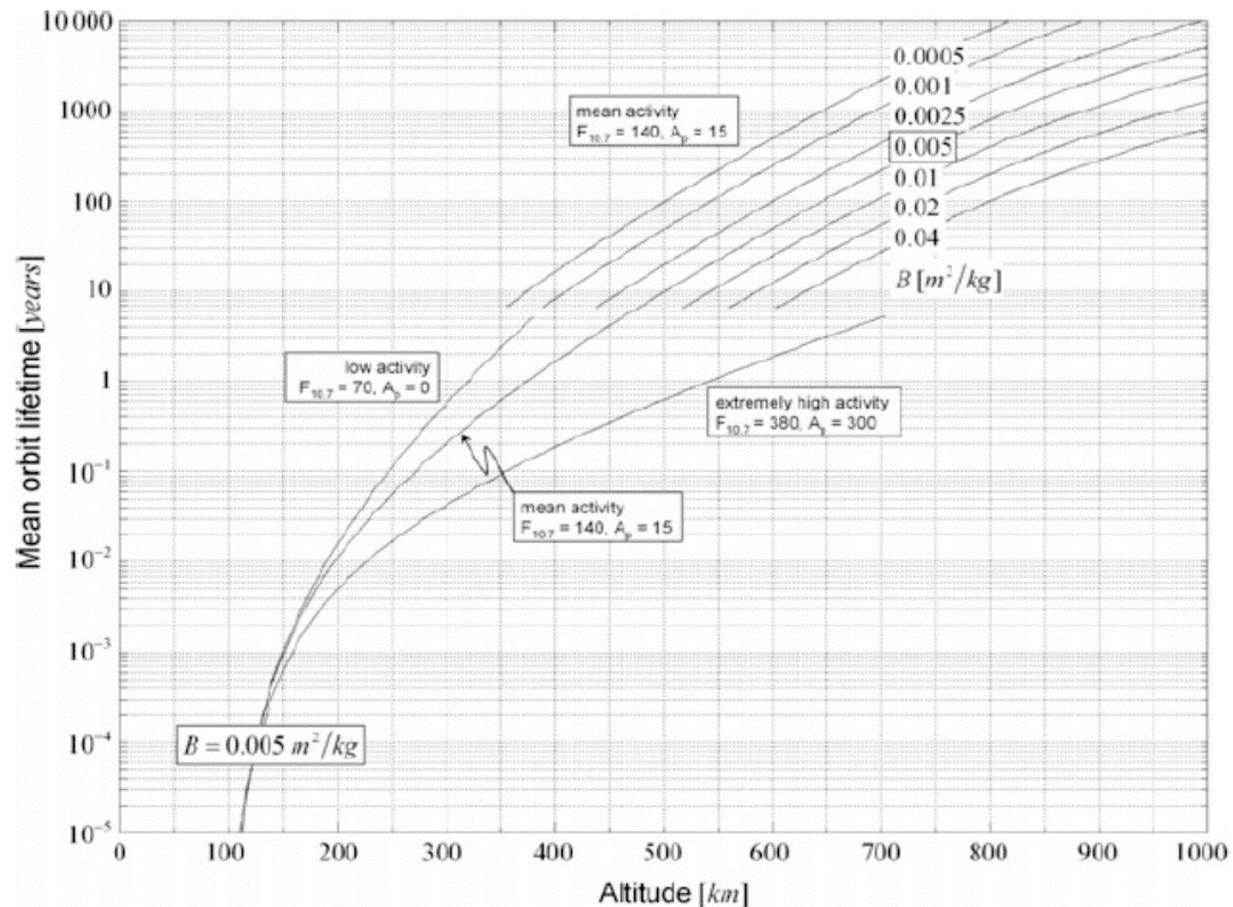
$$\dot{a} = -B\rho(a)\sqrt{\mu a}$$



“Lifetime” orbitale

Regola empirica: un aumento dell'altezza di un'orbita circolare del 10% causa all'incirca un raddoppio della sua «lifetime», cioè del tempo che passa prima che l'oggetto rientri nell'atmosfera

Dipende dal parametro balistico e dall'attività solare





Dissipazione di energia durante il rientro

- Durante il rientro, **tutta l'energia cinetica dell'oggetto spaziale e parte della sua energia potenziale vengono dissipate** (in gran parte sotto forma di calore)
- Questa energia, per unità di massa, è considerevole
- Da un'orbita circolare a 120 km di altezza è pari a $\approx 3,2 \times 10^7$ J/kg, corrispondente all'energia liberata dall'esplosione di $\approx 7,6$ kg of TNT
- L'energia cinetica da dissipare è $\approx 3,1 \times 10^7$ J/kg (**96.4%**)
- L'energia potenziale da dissipare, da 120 km al suolo, è $\approx 1,2 \times 10^6$ J/kg (**3.6%**)
- Durante il rientro della stazione spaziale Mir – di circa 135 tonnellate – l'energia dissipata è stata pari $\approx 4,3 \times 10^{12}$ J ≈ 1 kiloton, confrontabile con quella di una piccola testata nucleare tattica
- E' quindi sorprendente che possano essere progettati dei veicoli in grado di sopravvivere e che, anche nel caso di oggetti non concepiti allo scopo, dei frammenti siano in grado di raggiungere il suolo



Barriera termica

- All'inizio dell'era spaziale, la preoccupazione principale era quella di trovare un modo per **sopravvivere al riscaldamento** causato dal rientro
- Molti credettero che fosse impossibile e coniarono la designazione “**barriera termica**”, in analogia con la “barriera del suono”
- Fortunatamente si scoprì che la maggior parte del flusso di energia termica viene assorbito dall'atmosfera (\dot{Q}_A) e solo una piccola percentuale dal corpo rientrante (\dot{Q}_B)

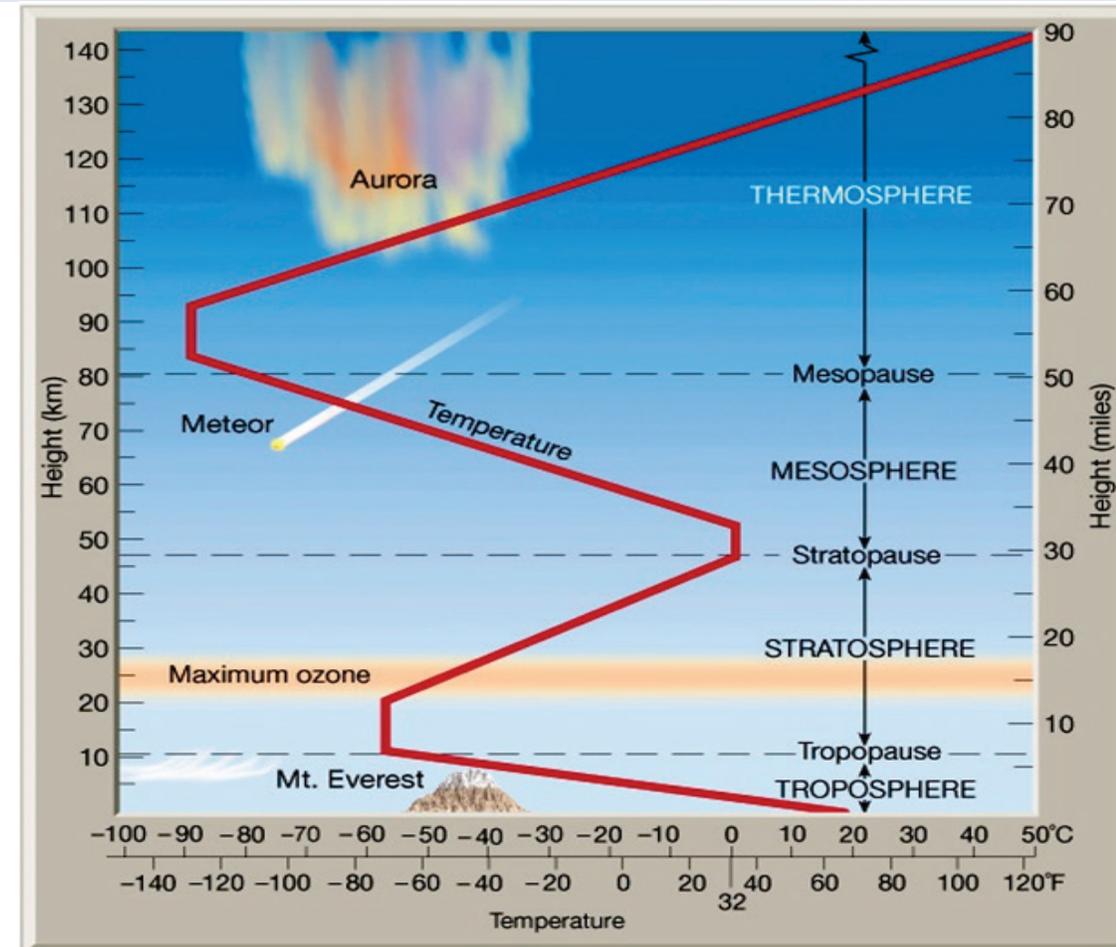
$$\dot{Q}_B \sim 10^{-3} \dot{Q}_A$$

- L'atmosfera funge da «freno» e da «dissipatore» di energia



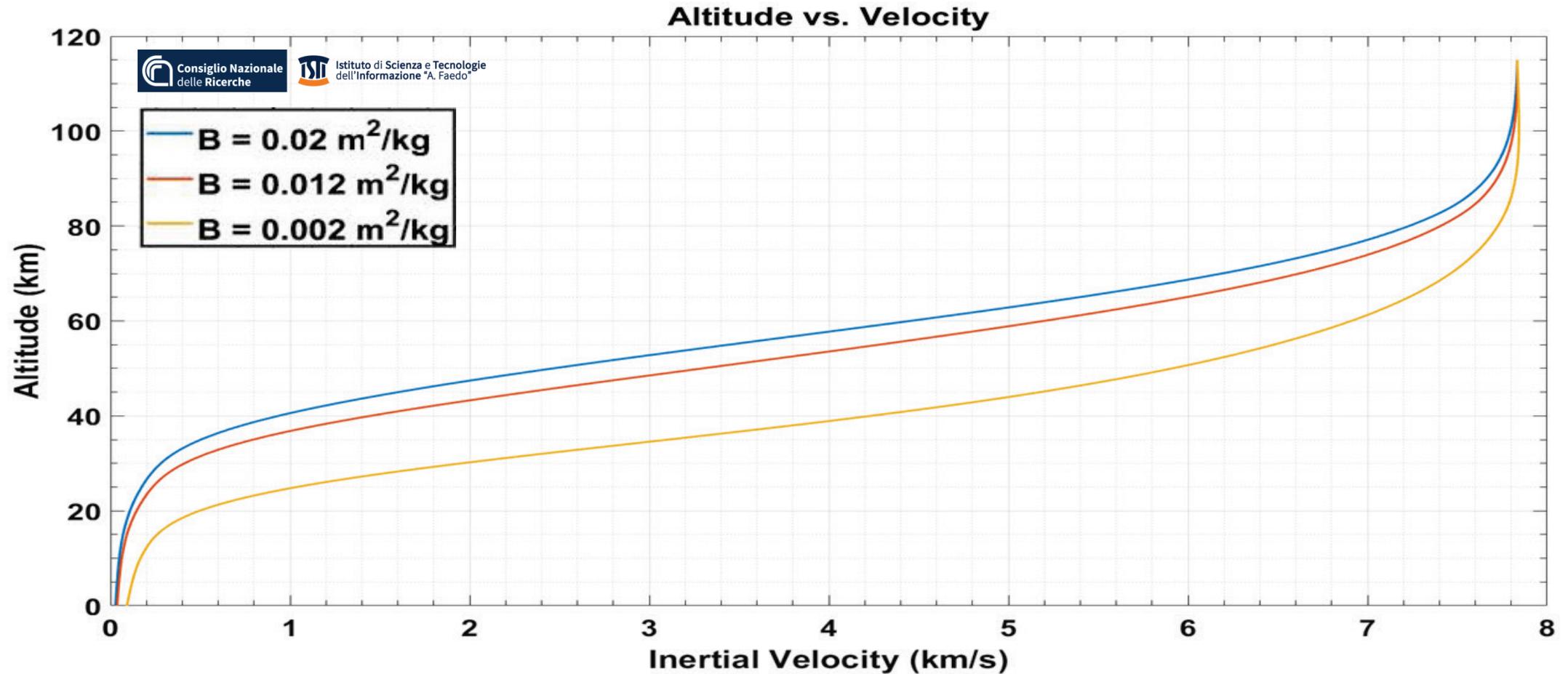
Riscaldamento e decelerazione

- Per rientri balistici da orbite quasi circolari il **tasso di riscaldamento massimo** si verifica in genere tra i 75 e i 55 km di quota (alla velocità di circa 6,6 km/s)
- I **picchi di decelerazione e di carico aerodinamico** si verificano a una velocità e a un'altitudine inferiori, toccando i 7-9 g_0 ($g_0 \equiv$ accelerazione di gravità) tra i 60 e i 35 km di quota (quando la velocità si aggira sui 3,0-3,5 km/s)
- E' la combinazione di questi due effetti a provocare la disintegrazione della struttura e la "vaporizzazione" di gran parte dei frammenti





Rientro: andamento della velocità





Finanziato
dall'Unione europea
NextGenerationEU



Ministero
dell'Università
e della Ricerca

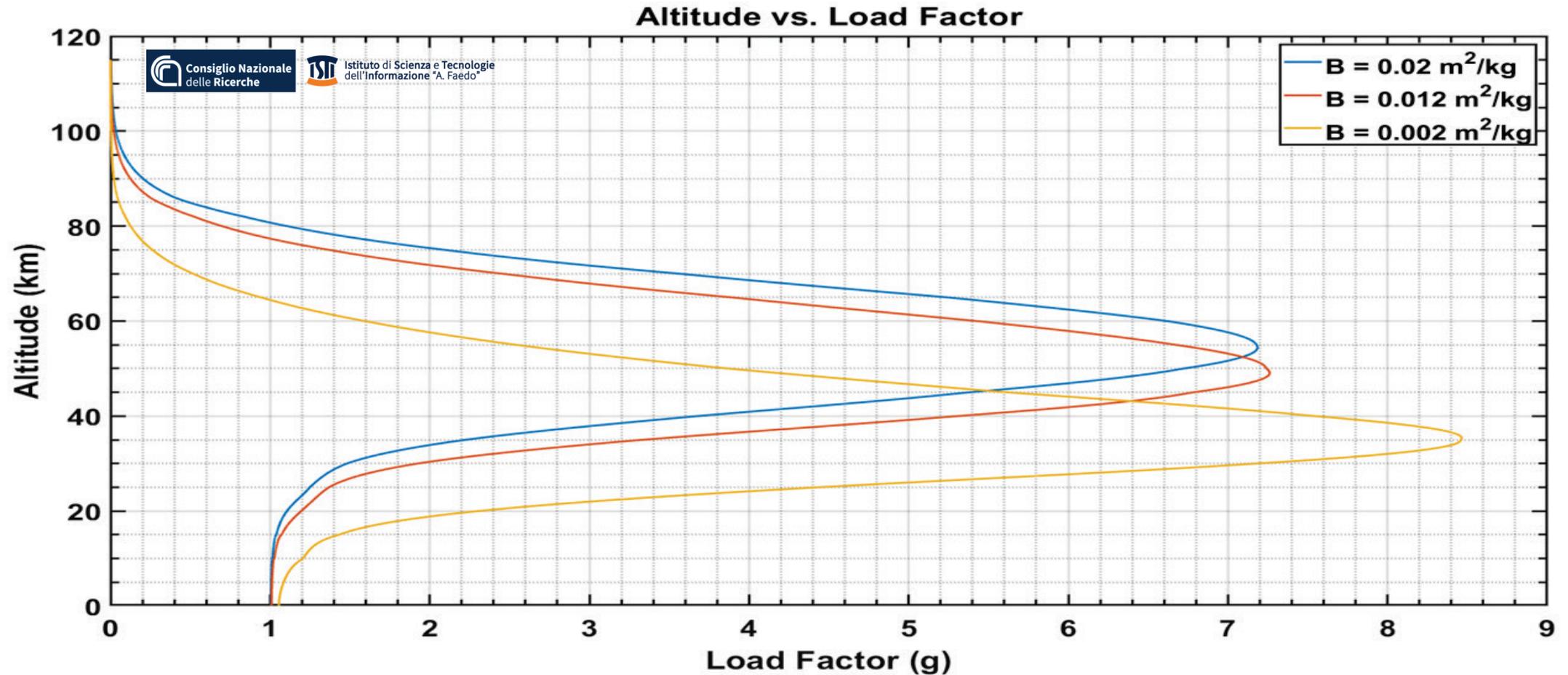


Italiadomani
PIANO NAZIONALE
DI RIPRESA E RESILIENZA



INAF
ISTITUTO NAZIONALE
DI ASTRONOMIA

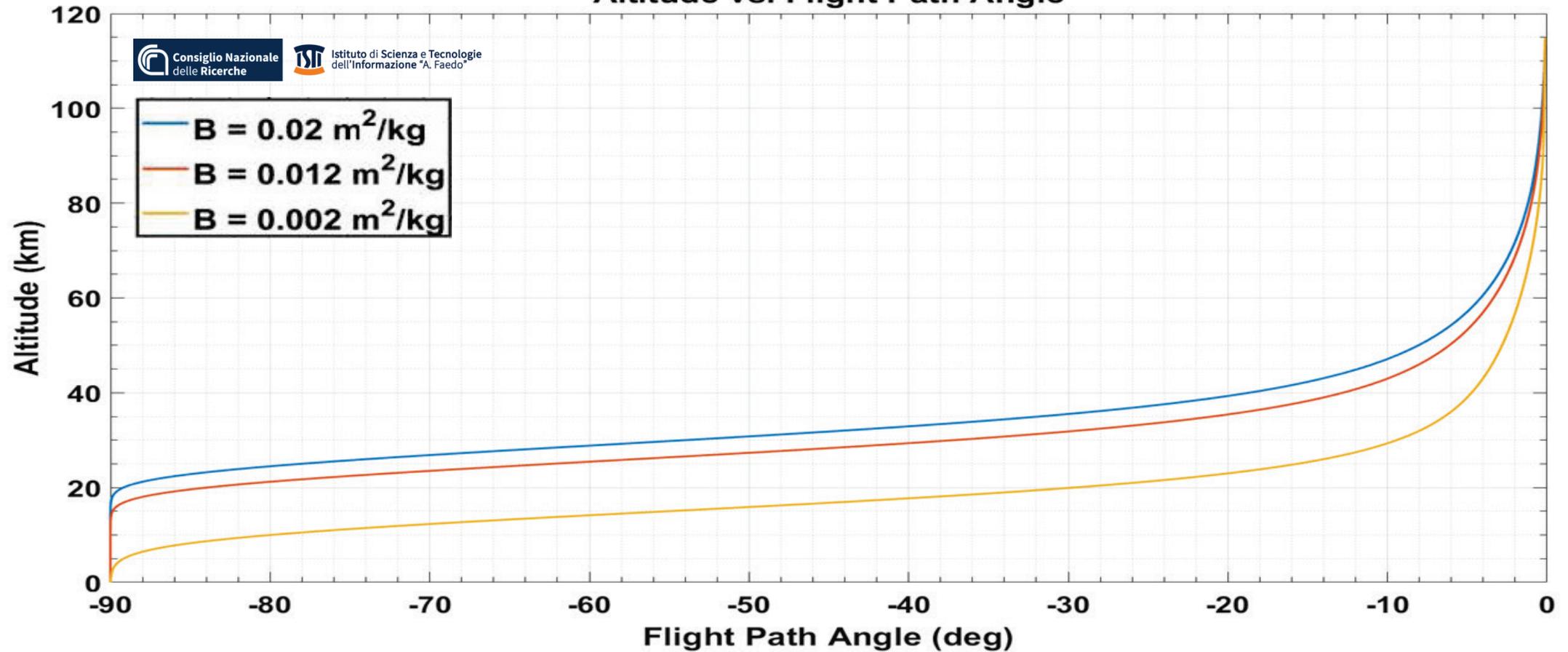
Rientro: carico aerodinamico





Angolo di rientro

Altitude vs. Flight Path Angle





Fasi di rientro

- L'inizio del rientro da **orbite quasi circolari** avviene a un'altitudine di **115-120 km**
- Per tipici oggetti intatti di grandi dimensioni le orbite circolari sono impossibili al di sotto di questa quota, a causa della resistenza aerodinamica
- Un **oggetto** che rientra diventa in genere **luminoso** a un'altezza di **105 km**, quando del plasma comincia a formarsi intorno alla sua struttura
- Tuttavia l'atmosfera non è ancora abbastanza densa per rallentare l'oggetto in misura significativa
- Data l'alta velocità (**7,8 km/s**), l'aria che lo precede viene compressa in uno strato di onde d'urto in cui alcune molecole vengono ionizzate, creando il tipico strato di plasma che può essere visibile anche alcuni minuti prima che inizi la **disintegrazione**, poi causata dall'effetto combinato del calore e del carico aerodinamico, in genere al di sotto degli **80 km**



Disintegrazione (I)

- **L'energia termica** rilasciata sarebbe sufficiente a vaporizzare l'intero oggetto se fosse assorbita interamente dalla struttura
- Tuttavia, meno dell'1% dell'energia meccanica viene convertita in calore assorbito dal corpo
- **La maggior parte dell'energia viene convertita in calore dissipato nell'atmosfera**, mentre quel poco che rimane viene portato via dall'irraggiamento, dalle onde d'urto e dall'ablazione dei materiali superficiali
- Le onde d'urto che si formano davanti all'oggetto e agli eventuali componenti separati provocano un notevole riscaldamento che causa l'incenerimento di gran parte della massa (a seconda dei casi, tra il 60% e il 100%)
- La **decelerazione** e i **carichi aerodinamici** subiti durante il rientro possono sollecitare ulteriormente i componenti strutturali e causare (nuove) frammentazioni



Disintegrazione (II)

- In genere, i componenti esterni alla struttura principale e con un elevato rapporto area su massa, come pannelli solari, bracci e antenne, vengono persi per primi, staccandosi a quote intorno ai 90-100 km
- Il corpo principale dell'oggetto si disintegra solitamente a un'altitudine compresa tra 88 e 60 km, ma per lo più al di sotto degli 80 km, a causa del calore e dei carichi aerodinamici incontrati
- La sopravvivenza di componenti specifici dipende da una serie di fattori, tra cui il materiale costituente, la forma, il rapporto area su massa e la schermatura fornita da altre parti del corpo
- I componenti in alluminio di solito bruciano completamente, a meno che non abbiano un basso rapporto area su massa, siano schermati da altre parti o vengano rilasciati in ritardo durante il processo di frammentazione



Disintegrazione (III)

- Serbatoi in **titanio e acciaio inossidabile**, o gli involucri dei motori a razzo solidi, hanno una buona probabilità di sopravvivere e di colpire la superficie terrestre
- Ciò vale in generale per tutti i metalli e le leghe con elevato punto di fusione e alta densità, soprattutto se parte di componenti massicci o di elementi strutturali di un certo spessore
- Anche certi materiali ceramici e compositi avanzati, nonché vetri speciali, possono sopravvivere
- Il propellente non utilizzato e congelato nei serbatoi può fungere da pozzo di calore durante il rientro, consentendo a parti dei serbatoi e dei loro supporti strutturali di sopravvivere
- Oltre a **serbatoi**, possono sopravvivere **anelli di collegamento, strutture di supporto, parti di motori a razzo, ruote di reazione, tubazioni, pezzi di strumenti scientifici, etc.**

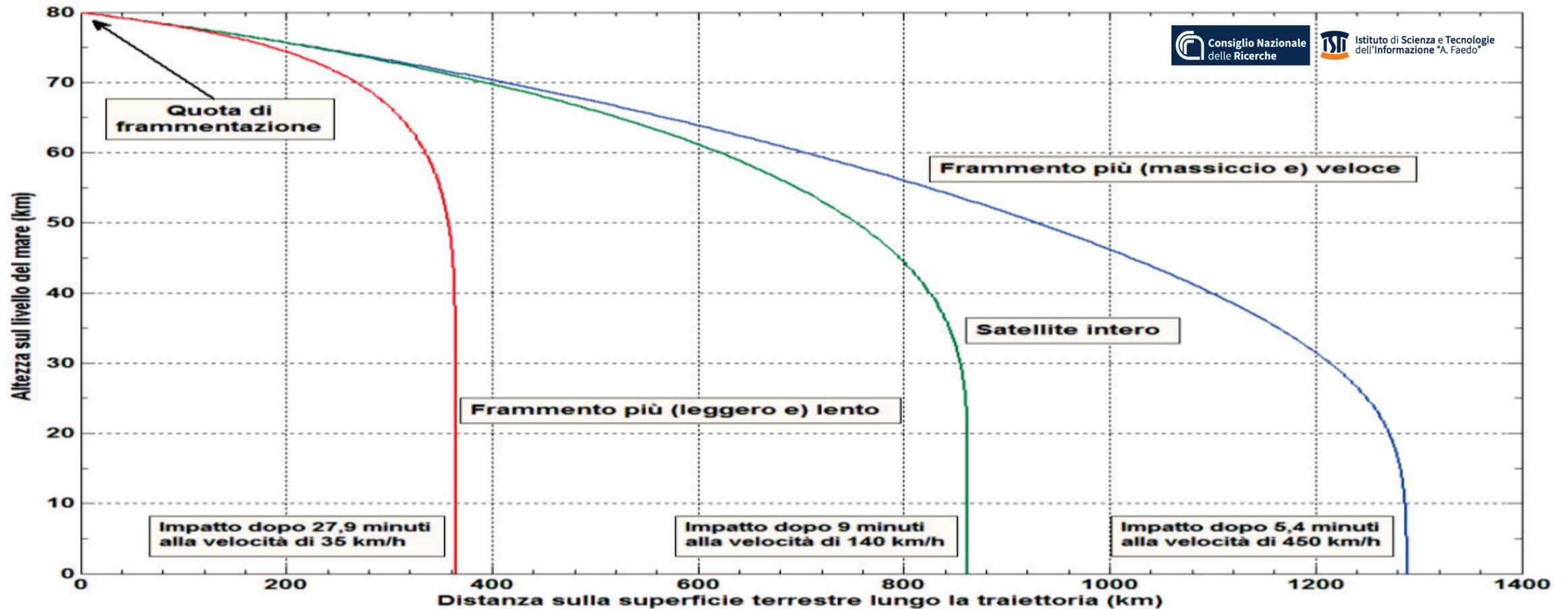


Caduta al suolo dei detriti superstite

- Se la disintegrazione avvenisse alla quota di 80 km, **i frammenti** generalmente in grado di sopravvivere al rientro **cadrebbero a una distanza** sub-satellite compresa **tra 350 e 1300 km** dalla soglia di frammentazione
- Componenti con parametro balistico elevato (bassa densità/grande area; per esempio, i serbatoi) cadono più vicini, mentre componenti con parametri balistici bassi (grande densità/area ridotta; per esempio, le parti dei motori a razzo) possono percorrere 850 km o più
- Parametri balistici più bassi sono associati a rallentamenti ritardati della velocità e a distanze percorse maggiori prima della caduta
- **Frammenti con parametri balistici più bassi, anche se percorrono distanze maggiori, possono cadere prima di quelli che precipitano a monte** (per esempio, un frammento può cadere dopo 28 minuti a 360 km di distanza, mentre un altro dopo soli 5 minuti e mezzo a 1290 km di distanza)
- I frammenti che sopravvivono al rientro piovono al suolo verticalmente



Esempio di frammentazione





Tipi di rientro

Dal punto di vista della sicurezza, i rientri di oggetti spaziali nell'atmosfera terrestre si possono suddividere in tre tipologie

■ Controllati

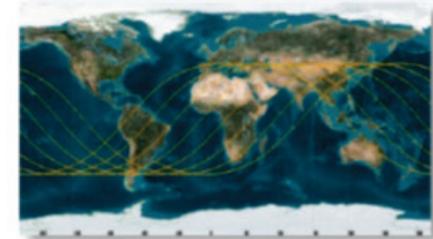
Se il tempo di rientro è predeterminato e l'impatto degli eventuali frammenti è confinato in regioni remote e scarsamente popolate

■ Incontrollati

Se il momento del rientro e la zona di impatto al suolo sono solo la conseguenza delle perturbazioni naturali

■ Semi-controllati

Se il rientro non ha come obiettivo un'area specifica, ma piuttosto una traccia sub-satellite a rischio ridotto



- **I rientri controllati sono preferibili per minimizzare il rischio a terra e nello spazio aereo**, poiché i frammenti superstiti precipitano in aree disabitate del pianeta; oggi sono raccomandati per gli oggetti che superano una certa probabilità di provocare vittime globalmente (1/10000)



Finanziato
dall'Unione europea
NextGenerationEU



Ministero
dell'Università
e della Ricerca



Italiadomani
PIANO NAZIONALE
DI RIPRESA E RESILIENZA



Contenuti 2^a parte (C. Pardini)

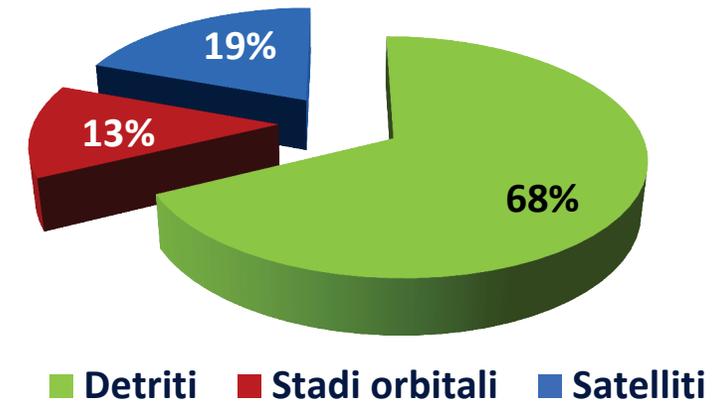
- Rientri nell'atmosfera terrestre dall'inizio dell'era spaziale
- Principali rientri storici non controllati
- Rientri incontrollati avvenuti negli ultimi 15 anni
- Rischio a terra associato ai rientri incontrollati e evoluzione del rischio negli ultimi 15 anni
- Processo previsionale e incertezze sulle previsioni di rientro
- Prodotti sviluppati per applicazioni di protezione civile





Rientri nell'atmosfera terrestre dall'inizio dell'era spaziale

- Dal 1957, anno di inizio dell'era spaziale, fino al 3 maggio 2025, la rete di sorveglianza spaziale statunitense (SSN) ha catalogato oltre 63.500 **oggetti spaziali artificiali**. Di questi, oltre 30.000 si trovano attualmente in orbita, mentre **più di 33.500 sono rientrati nell'atmosfera terrestre**
- Il 68% dei rientri ha riguardato detriti orbitali, mentre il restante 32% ha interessato oggetti intatti: satelliti (19%) e stadi orbitali (13%). Questi ultimi, sebbene meno numerosi, hanno rappresentato gran parte della massa complessiva rientrata



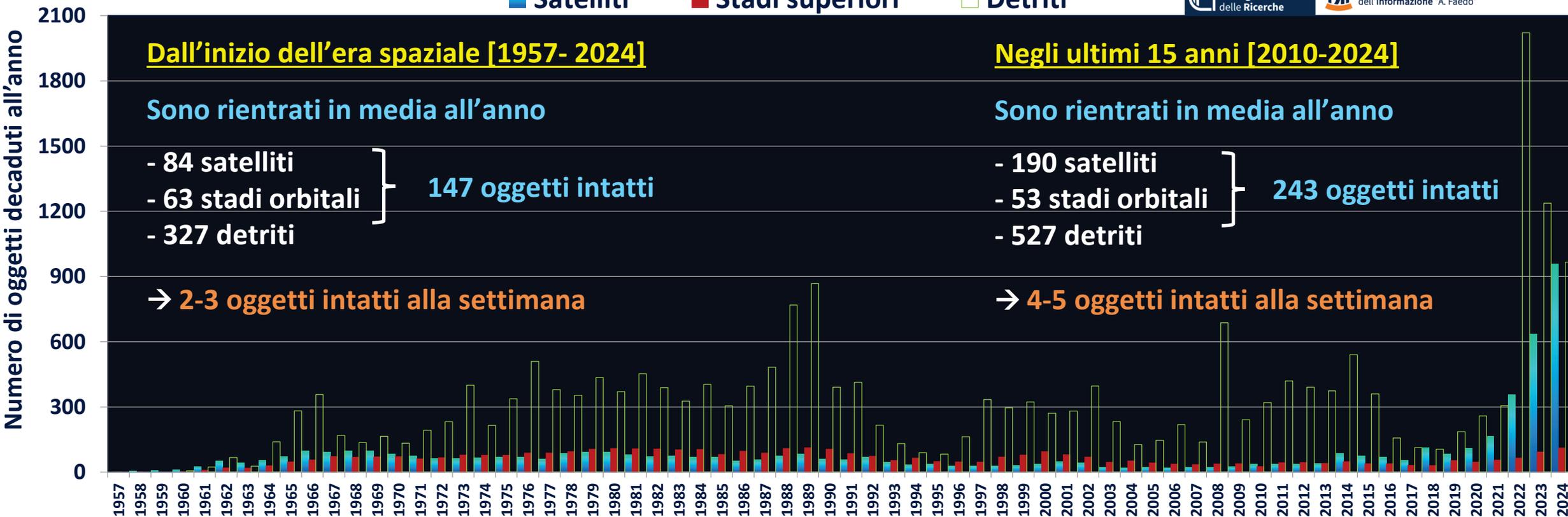
- Il tasso di decadimento degli oggetti intatti (satelliti e stadi orbitali) è stato influenzato principalmente dall'attività di lancio, con un impatto secondario legato alle variazioni della densità termosferica associate al ciclo solare di 11 anni
- Il decadimento dei detriti orbitali è stato invece condizionato in larga misura dagli eventi di frammentazione, come esplosioni e collisioni catastrofiche, verificatisi in orbita terrestre in determinati periodi

Rientri nell'atmosfera terrestre dall'inizio dell'era spaziale

Satelliti Stadi superiori Detriti

Consiglio Nazionale delle Ricerche

ISTITUTO DI SCIENZA E TECNOLOGIE dell'INFORMAZIONE "A. FAEDO"



Sorgente oggetti catalogati: <https://www.space-track.org/>



Principali rientri storici non controllati – Oggetti massivi

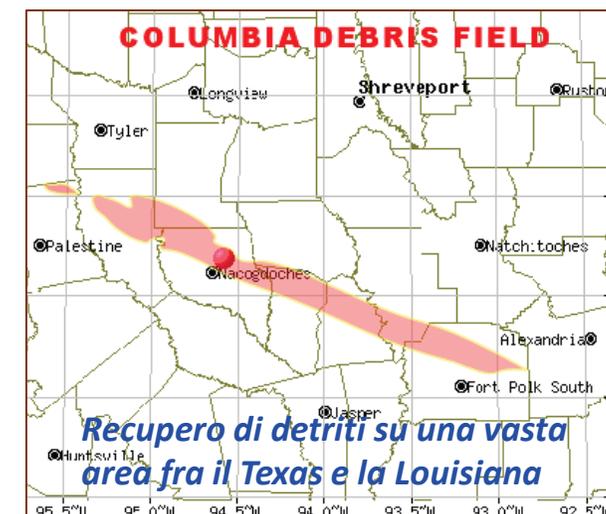
■ **Almeno 55 oggetti rientrati senza controllo avevano una massa uguale (3) o superiore (52) a 7 tonnellate***

- **Il rientro più critico**, in termini di massa rientrata e numero di frammenti prodotti, è stato quello dello **Space Shuttle Columbia (missione STS-107)**, che si è disintegrato sopra il Texas il 1° febbraio 2003 (*Sebbene il rientro fosse stato inizialmente controllato, la rottura del veicolo ha avuto conseguenze simili a quelle di un rientro incontrollato*)
- L'11 luglio 1979, la **prima stazione spaziale americana, Skylab**, con una massa di 74 tonnellate, ha disperso circa 500 detriti, per un totale di 20 tonnellate, in zone remote del continente australiano

- La massa al rientro era di 82 tonnellate
- 84.000 frammenti sono stati recuperati (pari a circa il 38% della massa iniziale)
- L'aspettativa di vittime al suolo ha superato 0.1



Skylab space station



* https://planet4589.org/space/articles/big_reentries.txt

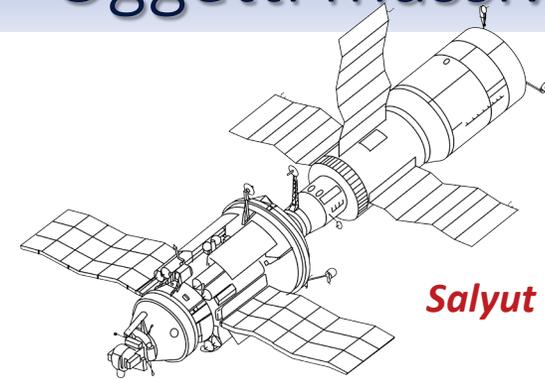


Principali rientri storici non controllati – Oggetti massivi

- La **stazione spaziale sovietica Salyut 7**, comprensiva del modulo Cosmos 1686 e con una massa aggregata di 40 tonnellate, si è frammentata sopra l'Argentina meridionale il 7 febbraio 1991. Almeno tre frammenti principali sono stati recuperati¹



Tiangong-1



Salyut 7/Cosmos 1686

- Altri casi di rientro incontrollato di stazioni spaziali sperimentali sono stati quelli delle
 - **Stazioni spaziali sovietiche Cosmos 557 e Salyut 2**, la prima con una massa di circa 18 tonnellate e la seconda di circa 16 tonnellate, rientrate rispettivamente il 22 e il 28 maggio 1973
 - e della **Stazione spaziale cinese Tiangong-1**, con una massa superiore a 7 tonnellate, rientrata il 2 aprile 2018²

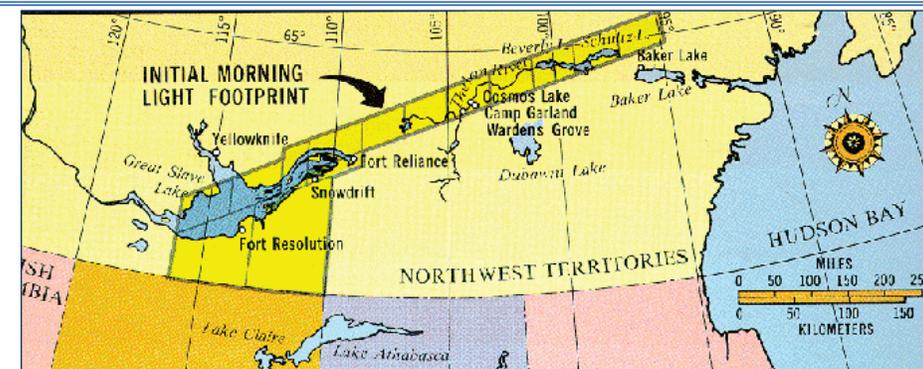
¹ Anselmo L., C. Pardini, A. Santoro, S. Trumpy and P.E. Battaglia, SALYUT-7/KOSMOS-1686 RE-ENTRY PREDICTIONS FOR THE ITALIAN CIVIL DEFENCE AUTHORITY, in *The Re-entry of Salyut-7/Kosmos-1686*, Proc. Int. Workshop on Salyut-7/Kosmos-1686 Re-entry, ESOC, Darmstadt (D), 9 April 1991 (ESA SP-345, Aug. 1991) pp. 45-50

² Pardini C. and Anselmo L., MONITORING THE ORBITAL DECAY OF THE CHINESE SPACE STATION TIANGONG-1 FROM THE LOSS OF CONTROL UNTIL THE RE-ENTRY INTO THE EARTH'S ATMOSPHERE, *The Journal of Space Safety Engineering*, Vol. 6, pp. 265-275, 2019, DOI:10.1016/j.jsse.2019.10.004.

Principali rientri storici non controllati – Sostanze radioattive a bordo

In alcuni casi, il rischio derivante da impatti puramente meccanici può essere ampiamente superato dalla tossicità delle sostanze chimiche o radioattive trasportate a bordo, che potrebbero essere rilasciate al suolo

- Questo è effettivamente accaduto durante il rientro incontrollato del satellite **Cosmos 954**, alimentato da un reattore nucleare
- Il Cosmos 954 rientrò il 24 gennaio 1978 sopra i territori nord-occidentali del Canada, disperdendo numerosi frammenti radioattivi su una striscia di territorio lunga 600 km
- Diversi altri satelliti con dispositivi nucleari, sia sovietici (RORSAT) che statunitensi, falliti o disattivati, sono rientrati sugli oceani, come nel caso del **nocciolo del reattore nucleare del Cosmos 1402**, che rientrò sull'Atlantico meridionale il 7 febbraio 1983



Sparpagliamento dei frammenti e del particolato del Cosmos 954

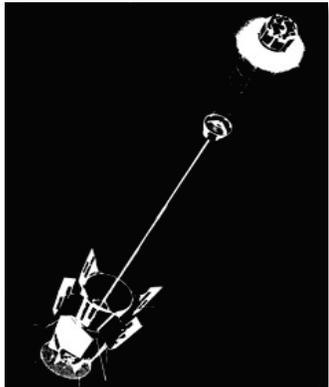


Grosso frammento radioattivo del Cosmos 954



Principali rientri storici non controllati – Sostanze radioattive a bordo

- Il programma spaziale sovietico che prevedeva l'uso di reattori nucleari è stato sospeso dopo vari fallimenti, e nessun altro reattore nucleare è stato lanciato nello spazio dopo il 1988
- Tuttavia, l'uso di **generatori termoelettrici a radioisotopi (RTG)** è proseguito, sebbene limitato alle missioni spaziali destinate allo spazio profondo
- Tre incidenti statunitensi che coinvolsero RTG si verificarono nel 1964 (**Transit-5BN-3**), nel 1968 (**Nimbus B-1**) e nel 1970 (durante la missione abortita dell'**Apollo 13** verso la Luna)



Transit-5BN-3



Nimbus B-1



Apollo 13 lunar module



Mars 96

- L'ultimo incidente di questo tipo si verificò nel 1996 e coinvolse una sonda russa per l'esplorazione di Marte (**Mars 96**)



Principali rientri storici non controllati – Sostanze chimiche ad alta tossicità a bordo

- **Oltre al rientro accidentale di significative quantità di materiali radioattivi, anche sostanze chimiche ad alta tossicità possono rappresentare un rischio a terra**
- Un esempio di questo rischio è rappresentato dai propellenti ipergolici, come l'idrazina, la metilidrazina (MMH), la dimetilidrazina asimmetrica (UDMH) e il tetrossido di azoto (NTO)
- Queste sostanze, tipicamente, si disperdono e/o si incendiano ad alta quota durante il rientro, ma nei veicoli spaziali in avaria possono anche congelare nei serbatoi resistenti al calore, raggiungendo il suolo in quantità significative. Una volta a terra, possono essere rilasciate sotto forma di nubi tossiche intorno al punto d'impatto
- In passato, notevoli quantità di propellenti ipergolici sono rientrate in modo incontrollato, come nel caso di **Mars 96** nel 1996, con circa 3000 kg di propellenti inutilizzati, e più recentemente di **Phobos-Grunt** nel 2012, con 11.150 kg, **Progress-M 27M** nel 2015, con 1373 kg, e **Tiangong-1** nel 2018, con 350 kg

Progress-M 27M



Phobos-Grunt

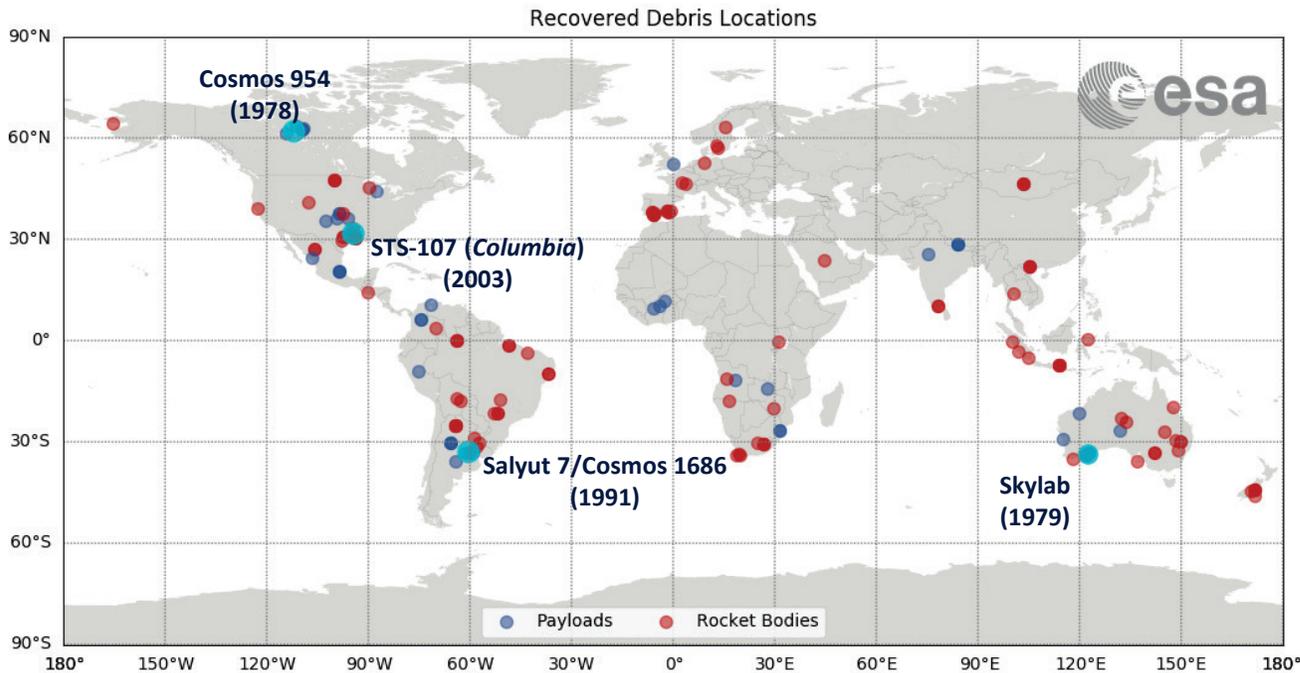


Tiangong-1





Detriti recuperati a terra



- Anche per oggetti non specificamente progettati per resistere ai carichi meccanici e termici durante il rientro, una frazione di massa compresa tra il 5% e il 30%, o superiore in casi eccezionali, potrebbe sopravvivere e raggiungere il suolo
- A parte casi accidentali rari, come la tragica perdita del Columbia (2003) o il rientro dello Skylab (1979), la maggior parte dei frammenti recuperati finora a terra proviene da stadi orbitali

Typical re-entry survivor objects



Pressure sphere recovered in South Africa

- Escludendo i 4 eventi principali oggetto di ricerche dedicate, oltre 160 oggetti sono stati recuperati in circa 80 zone di impatto in tutto il mondo. Tuttavia, limitando l'analisi ai soli oggetti che presentano una forte o comprovata correlazione con un oggetto che era in orbita, il numero delle zone di impatto si riduce a 67 e quello dei frammenti recuperati a 150, di cui 58 erano serbatoi*

* https://reentry.esoc.esa.int/index.html#home_recovereddebris



Rientri incontrollati avvenuti negli ultimi 15 anni [2010-2024]

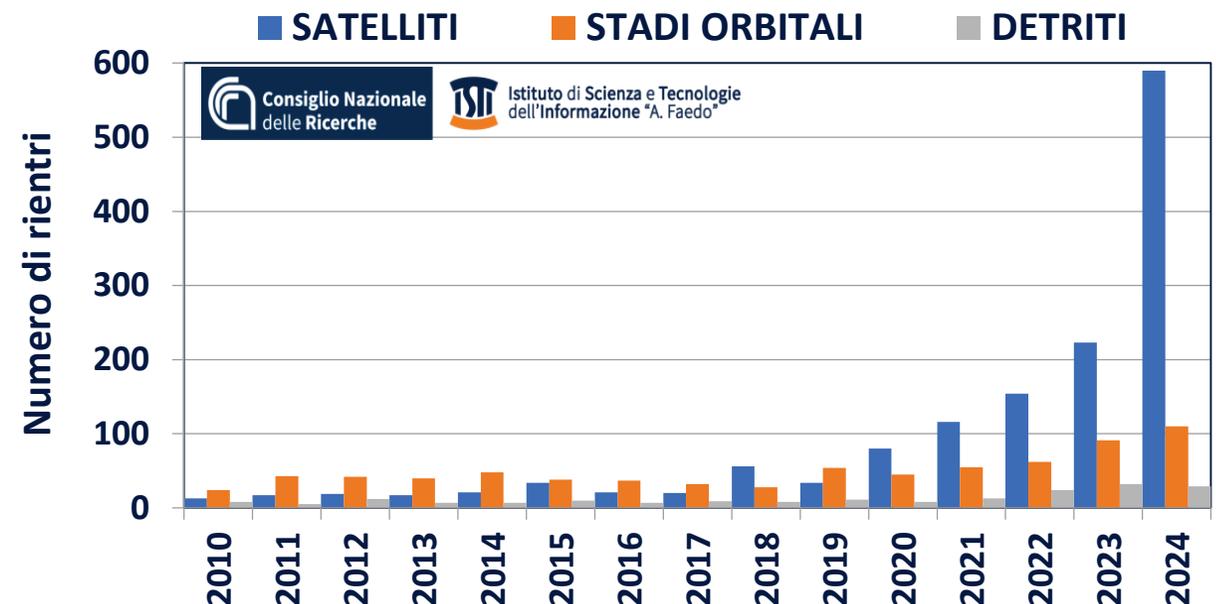
- Sono stati considerati tutti i rientri incontrollati di satelliti e stadi orbitali classificati come *large* (Radar Cross-Section: $RCS > 1 \text{ m}^2$) e *medium* ($0.1 \text{ m}^2 < RCS < 1 \text{ m}^2$) dal comando spaziale americano (<https://www.space-track.org>), oltre a quelli dei detriti classificati come *large*, rientrati senza controllo dal 1 gennaio 2010 al 31 dicembre 2024
- Le masse (senza propellente) al rientro sono state ricavate dal database DISCOS dell'ESA (<https://discosweb.esoc.esa.int>)

Dal 2010 al 2024

- Più di 2300 oggetti sono rientrati senza controllo nell'atmosfera terrestre
- Il 60% dei rientri ha riguardato satelliti, il 32% stadi orbitali e l'8% grossi detriti

Negli ultimi 5 anni [2020-2024]

- Il numero di rientri senza controllo ha superato 1600, con un contributo del 71% da parte dei satelliti, del 22% dagli stadi orbitali e del 7% dai detriti



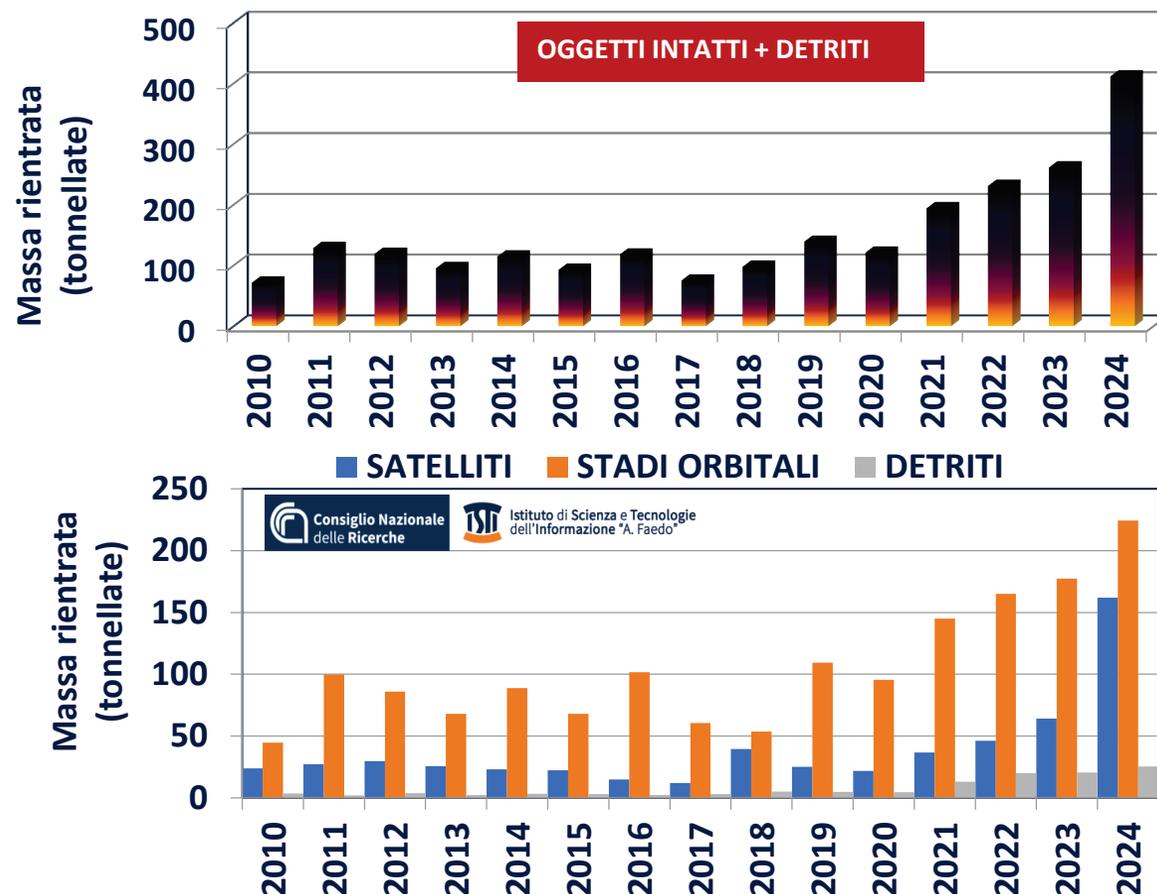
Rientri incontrollati avvenuti negli ultimi 15 anni [2010-2024]

Dal 2010 al 2024

- La massa rientrante complessiva è stata superiore alle **2270 tonnellate**, corrispondente, in media, al rientro di circa **152 tonnellate all'anno** e **3 tonnellate alla settimana**
- Il **55%** della massa era concentrato negli stadi orbitali, il **39%** nei satelliti e il **6%** nei grossi detriti

Negli ultimi 5 anni [2020-2024]

- La massa rientrata è stata superiore alle **1200 tonnellate**, con una media di circa **240 tonnellate all'anno** e **5 tonnellate a settimana**
- La massa era concentrata per il **66%** in stadi orbitali, per il **27%** in satelliti e per il restante **7%** in detriti di grosse dimensioni





Rientri incontrollati avvenuti negli ultimi 15 anni [2010-2024]

2010-2024 (ultimi 15 anni)

Massa rientrata	Numero di oggetti rientrati	Numero medio di rientri all'anno
≥ 1000 kg	661	44
≥ 2000 kg	479	32
≥ 3000 kg	158	11
≥ 4000 kg	132	9
≥ 5000 kg	56	4
≥ 10.000 kg	4	1 ogni 4 anni

2020-2024 (ultimi 5 anni)

Massa rientrata	Numero di oggetti rientrati	Numero medio di rientri all'anno
≥ 1000 kg	300	60
≥ 2000 kg	223	45
≥ 3000 kg	89	18
≥ 4000 kg	81	16
≥ 5000 kg	29	6
≥ 10.000 kg	4	~1 ogni anno



Phobos-Grunt
13.525 kg
(2012)



Progress-M 27M
7289 kg
(2015)



Tiangong-1
7150 kg
(2018)



UARS
5668 kg
(2011)



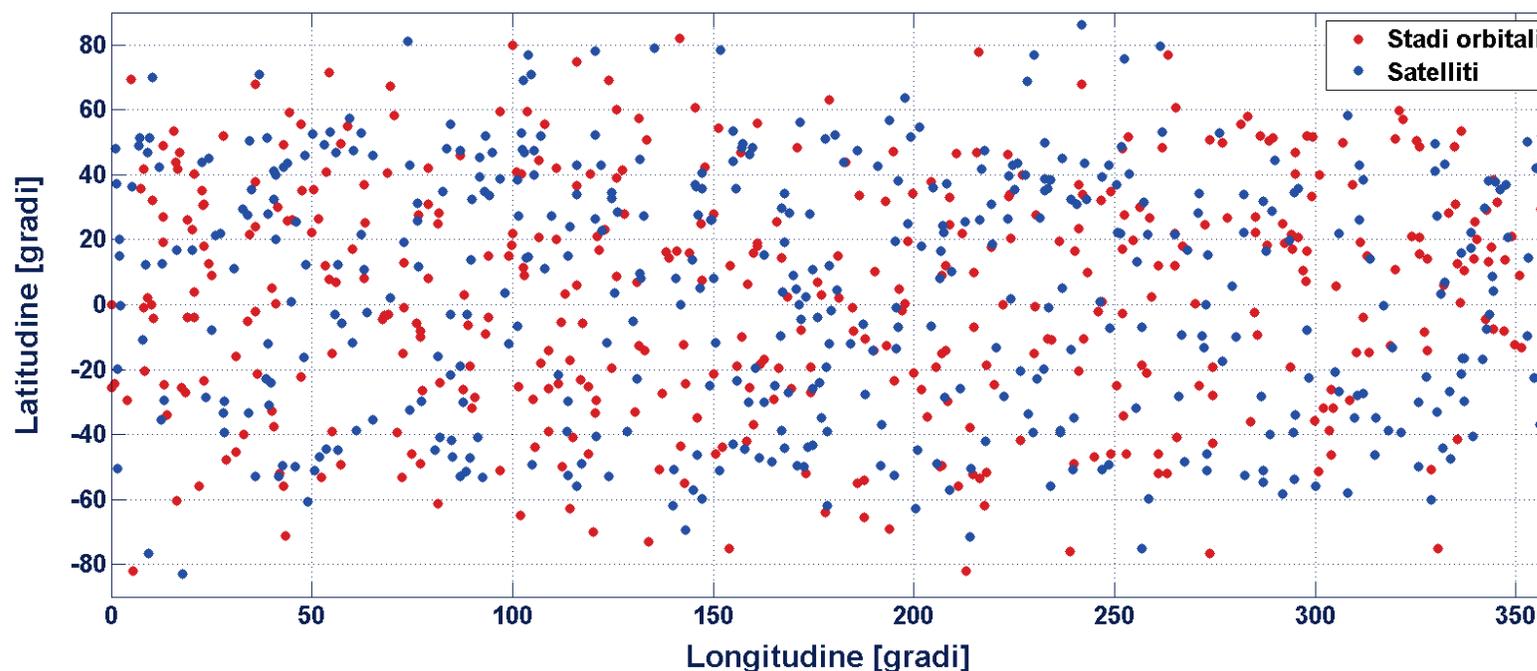
- Il primo stadio (core stage) del razzo cinese Lunga Marcia 5B (CZ-5B), con una massa di circa 21 tonnellate, veniva collocato in orbita e rientrava successivamente in maniera incontrollata
- I quattro rientri del CZ-5B si sono verificati l'11 maggio 2020 (Costa d'Avorio), il 9 maggio 2021 (Oceano Indiano), il 30 luglio 2022 (Malesia) e il 4 novembre 2022 (Oceano Pacifico)



Rientri incontrollati avvenuti negli ultimi 15 anni [2010-2024]

■ **Distribuzione geografica dei rientri incontrollati di satelliti e stadi orbitali, caratterizzati da una finestra di incertezza di ± 1 minuto sulla stima di rientro post-evento della US Space Force**

- Per i satelliti, il 53% dei rientri è avvenuto nell'emisfero nord, mentre il restante 47% nell'emisfero sud
- Per gli stadi orbitali, il 54% dei rientri si è verificato nell'emisfero nord e il 46% nell'emisfero sud





Rischio a terra associato ai rientri incontrollati

■ Per un rientro incontrollato, i **principali fattori da considerare nella valutazione dell'aspettativa di vittime umane a terra** includono

- Il **numero e l'area dei detriti** che si prevede raggiungano la superficie terrestre
- L'**energia cinetica** di ogni frammento superstite
- La **quantità di popolazione** mondiale potenzialmente a rischio

Quest'ultima dipende dall'inclinazione orbitale dell'oggetto rientrante e dall'anno in cui avviene il rientro

■ **Un'energia cinetica di 15 J rappresenta l'energia d'impatto minima perché si verifichi una potenziale lesione, ossia un danno che richiede un intervento medico immediato, su una persona non protetta a terra¹. Al di sotto di tale soglia, la probabilità che si verifichi un infortunio è estremamente bassa**

■ **Un'energia d'impatto di 15 J corrisponde a una probabilità di decesso dello 0.05%, mentre probabilità di decesso dell'1%, del 50% e del 99% sono associate a energie cinetiche di 29 J, 103 J e 359 J, rispettivamente²**

¹ Range Commanders Council, Range Safety Group Risk Committee (2023). *Common Risk Criteria Standards for National Test Ranges: Supplement, Standard 321-23*, Published by Secretariat, Range Commanders Council, US Army White Sands Missile Range, New Mexico

² Cole, J.K., Young, L.W. & Jordan-Culler, T. (1997). *Hazards of Falling Debris to People, Aircraft, and Watercraft*, Sandia Report SAND97-0805-UC-706, Sandia National Laboratories, Albuquerque, New Mexico

Rischio a terra associato ai rientri incontrollati

■ **Ogni rientro incontrollato**, conformemente allo standard NASA 8719.14¹ e alle misure di mitigazione raccomandate dall'Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC)², dall'Agenzia Spaziale Europea (ESA)³ e da altre agenzie e organizzazioni in tutto il mondo, **deve prevedere un'aspettativa di vittime umane a livello globale non superiore a 10^{-4} (1:10.000)**

■ L'aspettativa di vittime, o **casualty expectancy** (E_{CR}), viene calcolata come prodotto tra la *total debris casualty area* (A_C) dei frammenti originati dall'oggetto al rientro e la densità media della popolazione mondiale (P_D) nella fascia di latitudini sorvolate dall'oggetto rientrante all'epoca in cui avviene il rientro

$$E_{CR} = A_C \times P_D$$

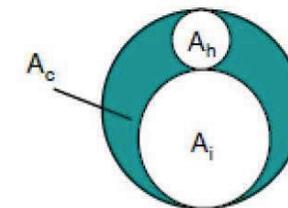
■ La *total debris casualty area* è data dalla somma delle *casualty area* individuali per tutti i frammenti superstiti con un'energia cinetica di impatto superiore a 15 J

N : numero di frammenti superstiti

$A_h = 0,36 \text{ m}^2$: area trasversale media di una persona esposta

A_i : area trasversale media di ogni singolo frammento sopravvissuto al rientro

$$A_C = \sum_{i=1}^N (\sqrt{A_h} + \sqrt{A_i})^2$$



¹NASA (2021). *Process for Limiting Orbital Debris*, NASA Technical Standard NASA-STD-8719.14C, National Aeronautics and Space Administration, Washington (DC)

²Steering Group & Working Group 4 (2025). *IADC Space Debris Mitigation Guidelines*, Document IADC-02-01, Revision 4, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee

³Space Debris Mitigation Working Group (2023). *ESA Space Debris Mitigation Requirements*, Document ESSB-ST-U-007, Issue 1, European Space Agency



Rischio a terra associato ai rientri incontrollati

- La *total debris casualty area* (A_c) per ogni evento di rientro è stata calcolata da CNR-ISTI come¹

$$A_c = 0,05627 M^{0,7563}$$

con A_c in m^2 e M (massa rientrante senza propellente) in kg

- L'aspettativa di vittime cumulativa per anno (E_c) è stata calcolata sommando l'aspettativa di vittime E_{CR} associata a ciascun evento di rientro avvenuto durante l'anno
- La probabilità che ci siano una o più vittime in un anno, *casualty probability* P , è stata ottenuta in funzione del valore annuo corrispondente di E_c utilizzando la distribuzione di Poisson

$$P(k) = \frac{E_c^k \times e^{-E_c}}{k!}$$

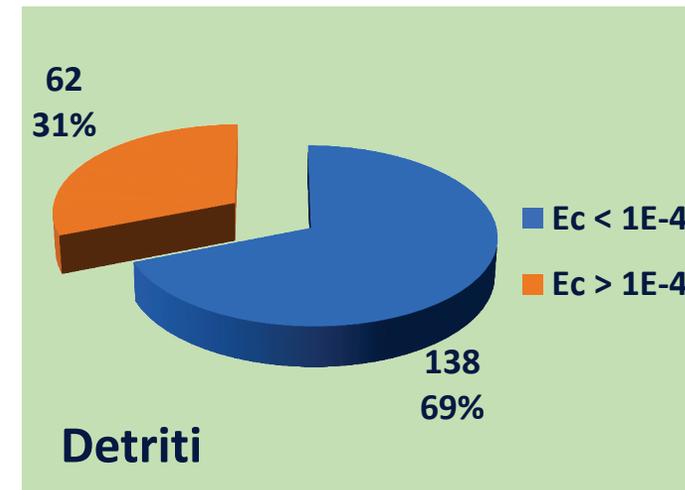
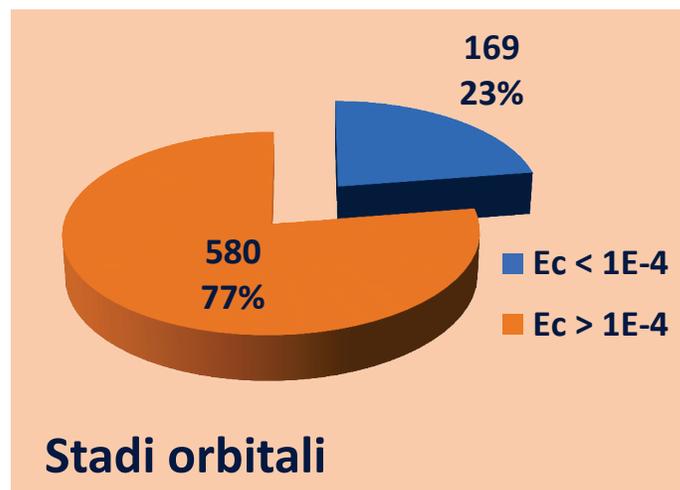
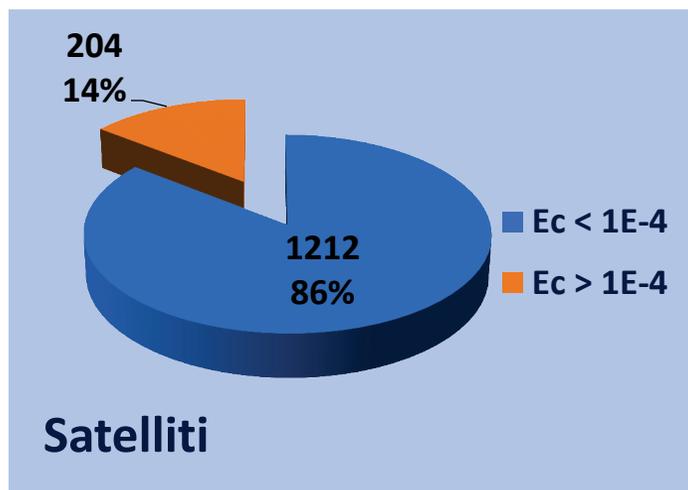
dove k rappresenta il numero di persone ferite o uccise

Pertanto, la probabilità di non avere vittime ($k = 0$) è: $P(0) = e^{-E_c}$, mentre quella di avere una o più vittime è

$$P(k \geq 1) = 1 - e^{-E_c}$$

¹ Pardini C. and Anselmo L., THE KINETIC CASUALTY RISK OF UNCONTROLLED RE-ENTRIES BEFORE AND AFTER THE TRANSITION TO SMALL SATELLITES AND MEGA-CONSTELLATIONS, *The Journal of Space Safety Engineering*, Vol. 9, pp. 414-426, 2022

Aspettativa di vittime per i rientri incontrollati dal 2010 al 2024

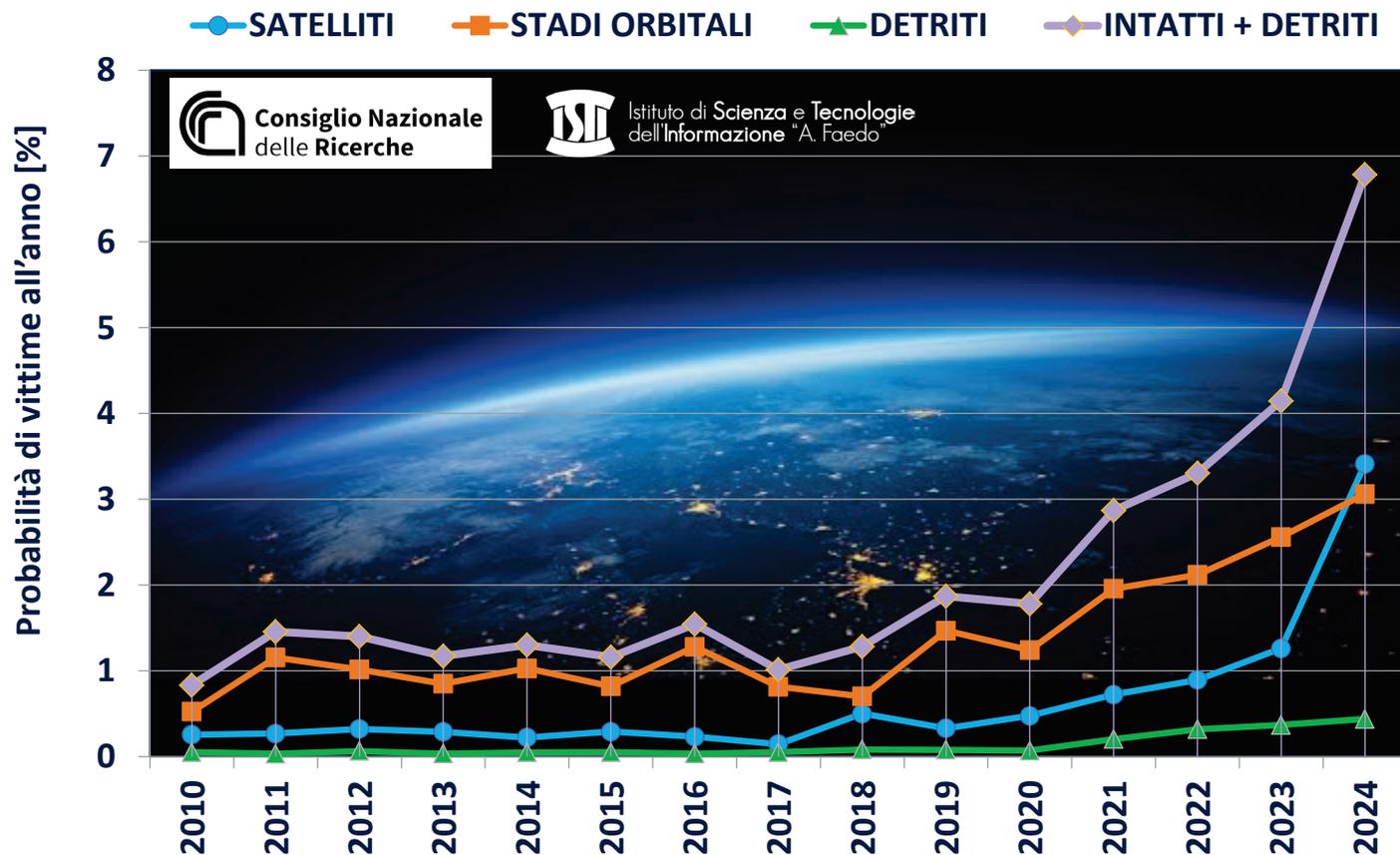


Dal 2010 al 2024, oltre 2300 oggetti sono rientrati nell'atmosfera terrestre senza controllo

Ipotizzando che nessuno di essi si sia completamente «dissolto» nell'atmosfera durante il rientro

- Il 14% dei **satelliti** ha avuto una *casualty expectancy* superiore a 10^{-4}
- Gli **stadi orbitali** hanno superato questa soglia di rischio nel 77% dei casi
- I **grossi detriti** l'avrebbero superata nel 31% dei casi

Probabilità globale di vittime per anno dal 2010 al 2024 – Tutti gli oggetti



2010-2024
~28%

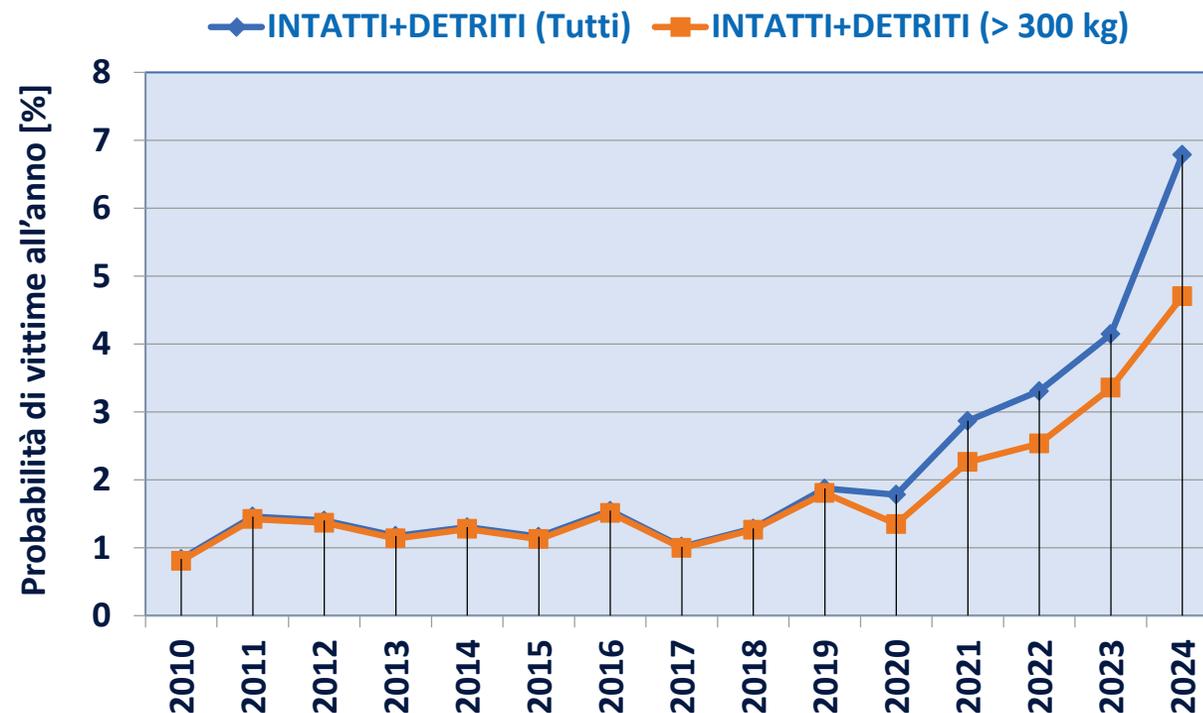
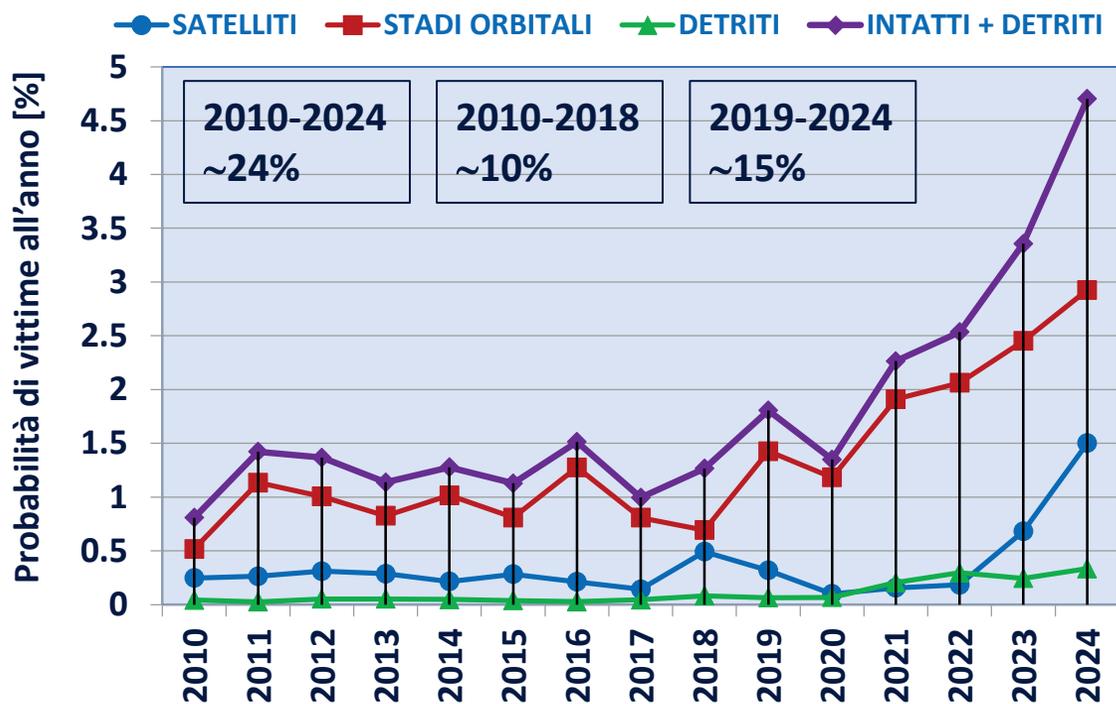
2010-2018
~11%

2019-2024
~19%

- Nel **2023**, il rischio maggiore (61%) era associato al rientro incontrollato di stadi orbitali, rispetto al 30% per i satelliti e al 9% per i grossi detriti
- Nel **2024**, la distribuzione del rischio è cambiata: il 49% era rappresentato dai satelliti, il 44% dagli stadi orbitali e il restante 7% dai grossi detriti

Nell'ipotesi che nessun oggetto si sia completamente «dissolto» nell'atmosfera durante il rientro

Probabilità globale di vittime per anno dal 2010 al 2024 – Oggetti > 300 kg



Nell'ipotesi che oggetti di massa pari o inferiore a 300 kg si siano completamente «dissolti» durante il rientro nell'atmosfera

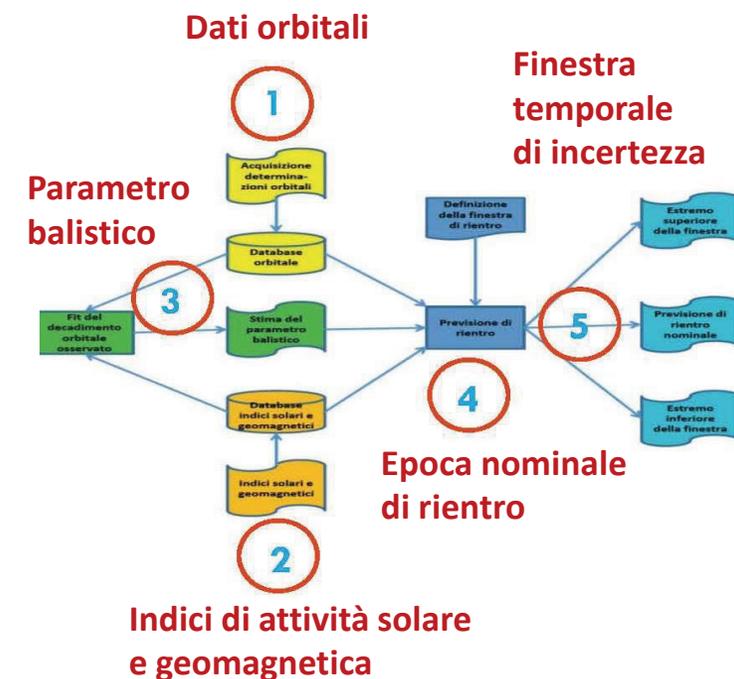


Come effettuare una previsione di rientro

- Per effettuare una previsione di rientro, è innanzitutto necessario disporre di un propagatore orbitale affidabile, che includa tutte le principali perturbazioni orbitali che agiscono su un oggetto durante la fase di decadimento nell'atmosfera terrestre
- In particolare, una modellazione accurata dell'accelerazione dovuta al frenamento aerodinamico richiede l'utilizzo di modelli di densità atmosferica avanzati e costantemente aggiornati

■ Detto ciò, **il processo di previsione di rientro si articola nelle seguenti fasi operative**

1. **Acquisizione delle determinazioni orbitali più recenti dell'oggetto**
2. **Raccolta degli indici di attività solare e geomagnetica, sia osservati che previsti, che sono necessari per il calcolo della densità atmosferica**
3. **Calcolo del parametro balistico dell'oggetto, essenziale per stimare l'interazione con l'atmosfera durante il rientro**
4. **Propagazione dell'orbita fino a un'altezza di riferimento per il rientro (ad esempio, 80 km), utilizzando i dati orbitali più recenti, le previsioni dell'attività solare e geomagnetica, e il parametro balistico calcolato. In questo modo si ottiene l'epoca «nominale» di rientro**
5. **Stima dell'intervallo di tempo, calcolato rispetto all'epoca nominale di rientro, entro cui è previsto il rientro, considerando le fonti di errore e di incertezza legate ai dati, ai modelli e alle variabili ambientali**





Determinazioni orbitali



- Il catalogo più completo degli oggetti spaziali artificiali è quello mantenuto dal Comando Spaziale degli Stati Uniti (USSPACECOM)
- Il catalogo è accessibile agli utenti registrati attraverso la Space-Track Organization (www.space-track.org)
- Per utenti generici, le orbite sono disponibili esclusivamente per oggetti non classificati, che rappresentano comunque la stragrande maggioranza del totale
- Per ragioni storiche, le orbite sono generalmente disponibili nel formato *Two-Line Element (TLE)*

Line Number	Satellite Number	Intl. Desig.	Epoch	$n/2$ or B	$n/6$	BStar	Checksum
1	16609U	86017A	96235.99342539	.00002480	00000-0	34143-4 0	6375
2	16609	51.6494	147.5176	0010904	87.0820	273.1420	15.61758822600340

Classification Inclination Right Ascension of the Ascending Node Eccentricity Argument of Perigee Mean Anomaly Mean Motion Rev. No.

- Determinazioni orbitali aggiuntive e altre informazioni rilevanti vengono ottenute anche da sensori europei
- Inoltre, alcune società private, come LeoLabs, sono in grado di fornire determinazioni orbitali e altre informazioni ai loro utenti



Indici di attività solare

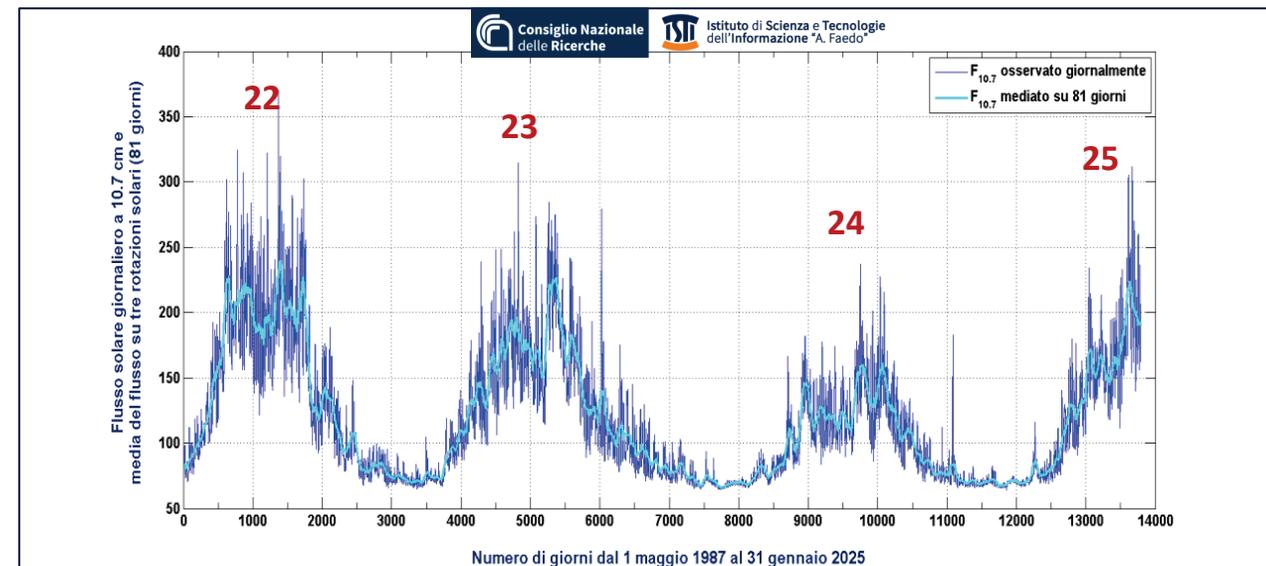
Le variazioni del flusso solare nell'ultravioletto estremo (EUV) durante il ciclo solare di 11 anni provocano cambiamenti significativi nella temperatura e nella densità neutra dell'atmosfera. Questi cambiamenti influenzano direttamente la resistenza aerodinamica che agisce sui satelliti in orbita terrestre bassa

Poiché l'atmosfera terrestre non è trasparente alla radiazione EUV, viene utilizzato un indicatore sostitutivo

➤ Il flusso solare a 10.7 cm ($F_{10.7}$), corrispondente a una frequenza radio di 2800 MHz

Monitorato sin dagli anni '60, questo flusso ha mostrato una buona correlazione con la radiazione EUV ed è quindi adottato da molti dei principali modelli di densità atmosferica come parametro rappresentativo dell'attività solare

Negli ultimi anni, sono stati presi in considerazione e adottati, in alcuni modelli di densità atmosferica, anche altri indici di attività solare e geomagnetica, come alternativa o integrazione al flusso a 10.7 cm, al fine di migliorare la stima della densità atmosferica in funzione dell'attività solare



Indici di attività geomagnetica

■ L'attività geomagnetica influisce sulla densità atmosferica attraverso un riscaldamento ritardato dell'alta atmosfera, causato dall'interazione con particelle energetiche cariche provenienti dal Sole. Queste particelle, in particolare durante le tempeste geomagnetiche, depositano energia nella termosfera, aumentando la temperatura e la densità dell'aria, con effetti significativi sulla resistenza aerodinamica che agisce sui satelliti in orbita bassa

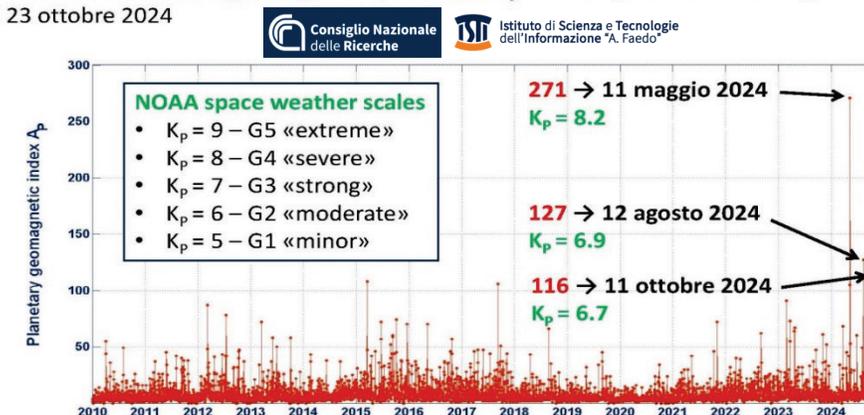
■ L'indice geomagnetico planetario K_p è una media quasi logaritmica dell'attività geomagnetica globale, calcolata ogni tre ore a partire dai dati raccolti da dodici stazioni terrestri distribuite in diverse parti del pianeta

■ L'ampiezza geomagnetica planetaria a_p rappresenta una conversione lineare dell'indice K_p

■ L'ampiezza planetaria giornaliera A_p viene ottenuta come media degli 8 valori di a_p rilevati nell'arco delle 24 ore

Scala NOAA per le tempeste geomagnetiche		
K_p	Descrizione	Scala
9	Estrema	G 5
8	Severa	G 4
7	Forte	G 3
6	Moderata	G 2
5	Minore	G 1

Andamento dell'indice geomagnetico planetario A_p – media giornaliera – dal 1 gennaio 2010 al 23 ottobre 2024



■ La scala di K_p va da 0 a 9

■ I valori di a_p variano da 0 a 400 e sono espressi in unità di 2nT



Stima del parametro balistico

- Una stima del **parametro balistico B** può essere ottenuta fittando il decadimento osservato del semiasse maggiore del satellite su un arco di tempo appropriato

$$B = \frac{C_D A}{M}$$

Coefficiente di resistenza aerodinamica $\rightarrow C_D$ Sezione trasversale del satellite rivolta al flusso d'aria $\leftarrow A$
 Massa del satellite $\leftarrow M$

In questo modo, il valore di B che minimizza gli scarti quadratici medi (R) fra il semiasse maggiore propagato (a_{i_prop}) e quello osservato (a_{i_obs}) – quest'ultimo ricavato dai dati orbitali, ad esempio i TLE, disponibili nell'intervallo di tempo considerato – viene assunto come valore corrente del parametro balistico ed è utilizzato per propagare la traiettoria

$$R = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N [a_{i_obs} - a_{i_prop}]^2}{N}}$$

i identifica le "osservazioni" e N è il numero totale di "osservazioni" disponibili, ad esempio il numero di TLE, nell'arco di tempo considerato

- Il valore di B così calcolato è in grado di compensare eventuali errori sistematici nel calcolo della densità atmosferica (ρ), così come le variazioni nella sezione trasversale (A) del satellite o nel suo assetto, accumulate fino a quel momento

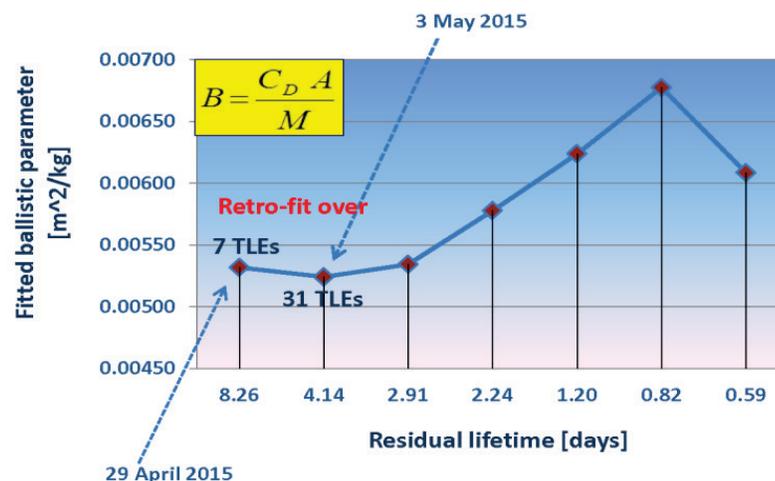
$$a_D = -\frac{1}{2} C_D \frac{A}{M} \rho V^2 \frac{V}{V}$$

Stima dell'epoca nominale di rientro

- Utilizzando il valore di B , stimato mediante una stima a ritroso – nel senso dei minimi quadrati – del decadimento del semiasse maggiore descritto dai TLE storici, l'ultimo vettore di stato disponibile dell'oggetto spaziale in decadimento viene propagato fino a una quota di riferimento per il rientro (ad esempio 80 km)
- **L'epoca corrispondente a tale quota rappresenta il tempo di rientro «nominale» previsto**

ESEMPIO – RIENTRO PROGRESS-M 27M

Propagatore orbitale: SATRAP, Modello di densità atmosferica: NRLMSISE-00

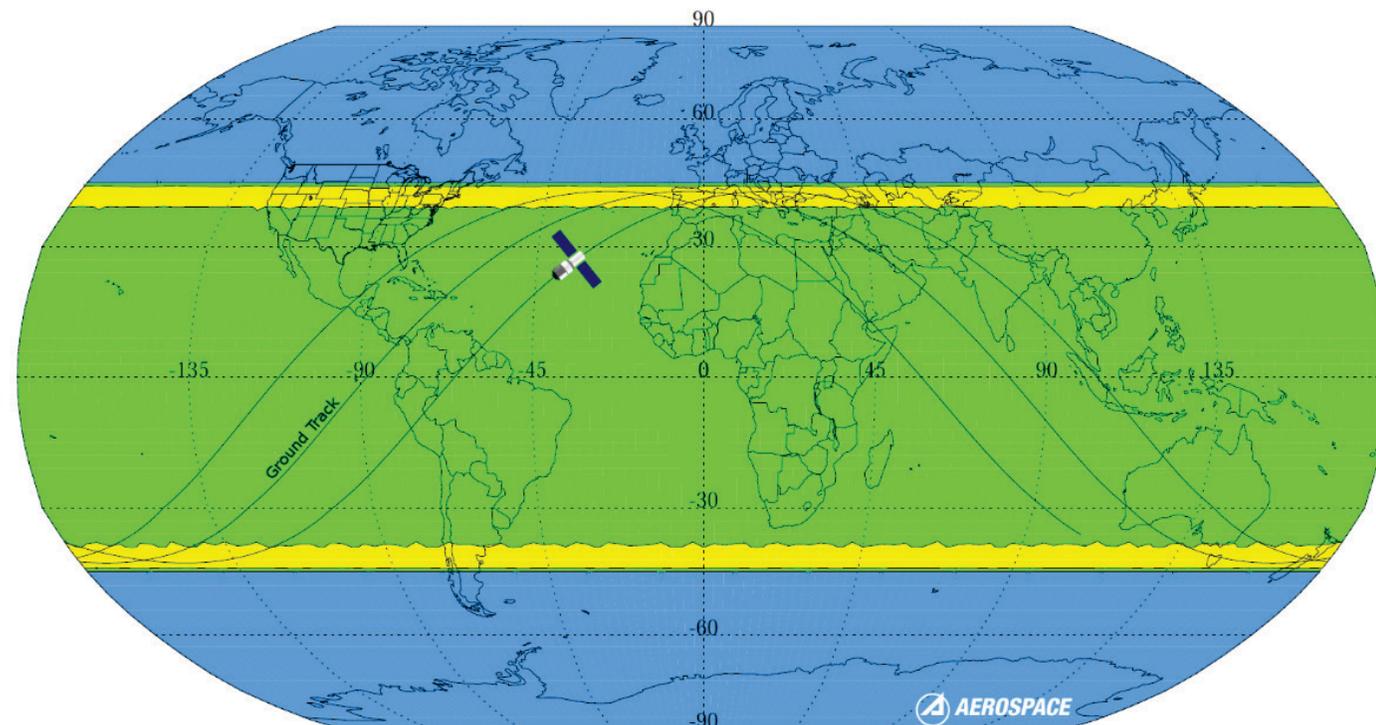


Parametro balistico (m^2/kg)	Epoca di inizio della propagazione	Epoca nominale di rientro a 80 km
0,005318	20150429 20:00 UTC	20150508 22:18 UTC
0,005343	20150503 23:01 UTC	20150508 21:16 UTC
0,005343	20150505 04:49 UTC	20150508 17:11 UTC
0,005778	20150505 20:39 UTC	20150508 10:22 UTC
0,006238	20150506 21:35 UTC	20150508 04:02 UTC
0,006775	20150507 06:39 UTC	20150508 01:12 UTC
0,006085	20150507 12:12 UTC	20150508 00:58 UTC



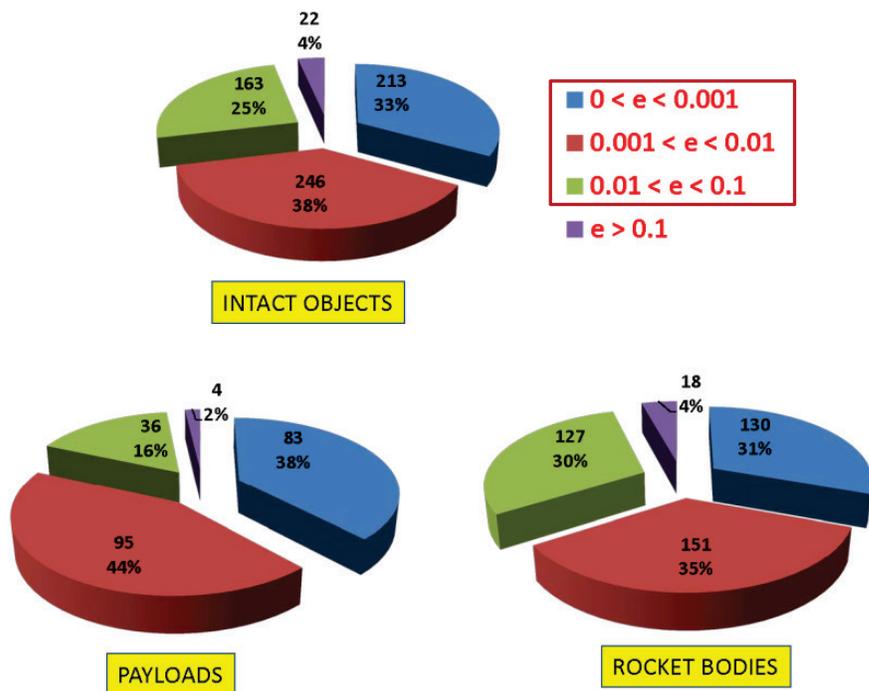
Incertezza sulle previsioni di rientro

- Per le **categorie di oggetti la cui l'evoluzione orbitale è dominata dal frenamento atmosferico**, la complessa interazione tra l'oggetto spaziale in decadimento e la termosfera terrestre rende estremamente difficile prevedere con precisione luogo e tempo del rientro, anche a poche ore dall'evento
- Di conseguenza, le previsioni di rientro per oggetti non controllati sono spesso affette da ampie incertezze temporali e geografiche
- Anche a pochi giorni dall'evento, il rientro può avvenire in qualunque punto di un'ampia area della superficie terrestre, rendendo potenzialmente a rischio tutte le località situate all'interno della fascia di latitudine delimitata dall'inclinazione dell'orbita dell'oggetto



Sorgenti di errore legate alla modellazione del frenamento atmosferico

- Per la maggior parte dei rientri incontrollati, la principale perturbazione orbitale è rappresentata dal frenamento atmosferico



DRAG ACCELERATION

$$a_D = -\frac{1}{2} \frac{C_D A}{M} \rho V_r^2 \frac{V_r}{V_r}$$

Labels in diagram: drag coefficient, cross-sectional area of the satellite facing the airstream, velocity of the satellite relative to the atmosphere, local atmospheric density, mass of the satellite.

= BALLISTIC PARAMETER (B)

- Pertanto, le incertezze nelle previsioni di rientro sono strettamente legate alla modellazione del frenamento atmosferico, che dipende da vari fattori, tra cui

- Errore nella stima del parametro balistico
- Incertezze sull'evoluzione del parametro balistico
- Incertezze nelle previsioni dell'attività solare e geomagnetica
- Errori sistematici e stocastici nei modelli di densità atmosferica
- Incertezze nella previsione dell'intensità e dell'impatto delle tempeste geomagnetiche

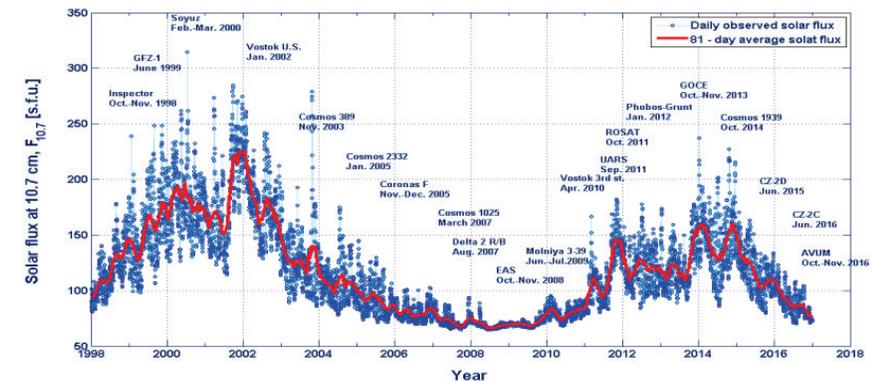
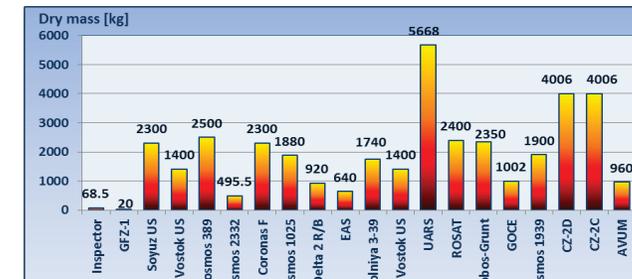
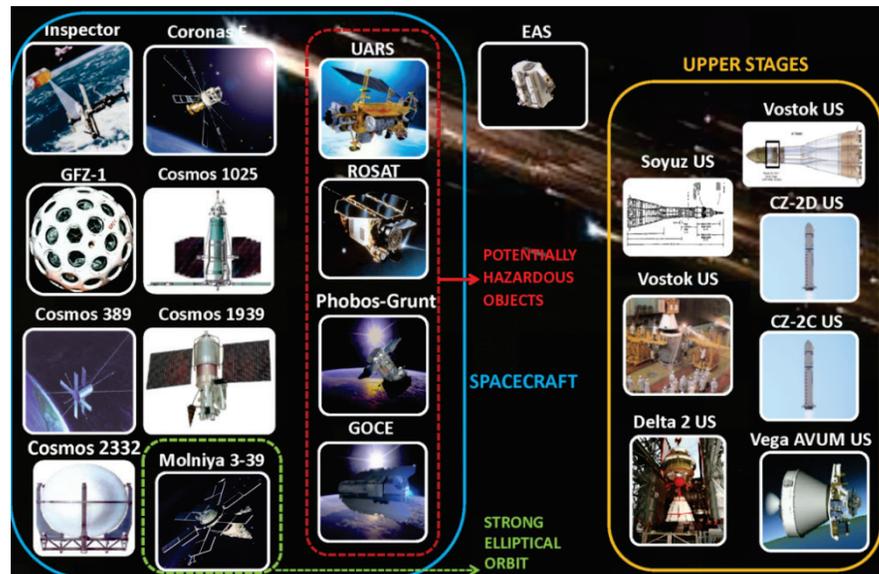
Distribuzione delle eccentricità degli oggetti intatti, dei satelliti e degli stadi orbitali con RCS > 1 m² rientrati senza controllo dal 1 gennaio 2010 al 15 marzo 2021



Analisi per quantificare le sorgenti di errore legate alla modellazione del frenamento atmosferico

- Un'analisi estesa e approfondita è stata condotta dal CNR-ISTI per quantificare l'impatto globale delle sorgenti di errore nelle previsioni di rientro
- L'analisi si basava su diverse campagne operative di previsioni di rientro, che venivano avviate 10-15 giorni prima del decadimento finale. Queste campagne consideravano un'ampia gamma di oggetti e condizioni dell'ambiente spaziale, al fine di valutare l'incertezza associata alle variabili ambientali e ai modelli predittivi¹

Analisi basata su 20 campagne di rientro promosse dallo IADC



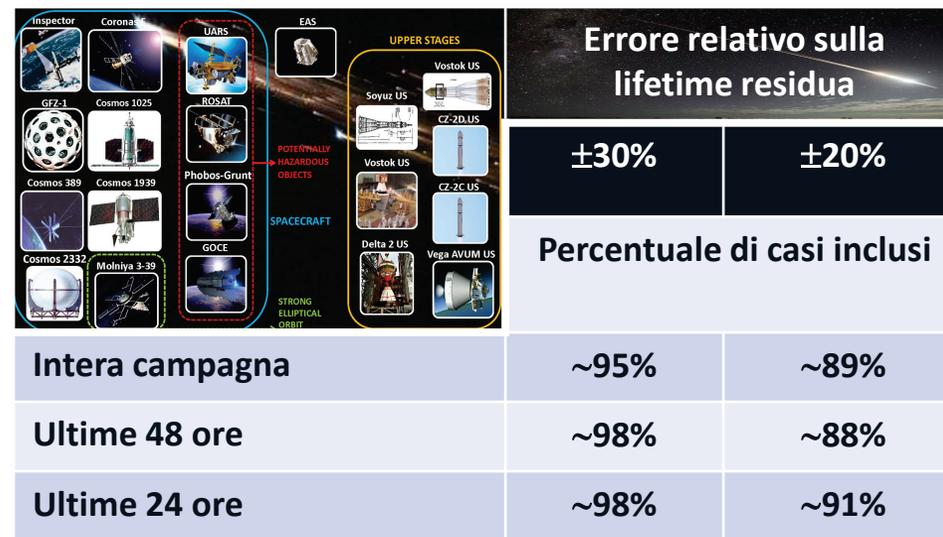
¹Pardini C. and Anselmo L., Assessing the risk and the uncertainty affecting the uncontrolled re-entry of manmade space objects, *The Journal of Space Safety Engineering*, Vol. 5, pp. 46-62, 2018



Analisi per quantificare le sorgenti di errore legate alla modellazione del frenamento atmosferico

INTERA CAMPAGNA

Errore assoluto percentuale sulla previsione di rientro	Numero di previsioni di rientro incluse	Percentuale di previsioni di rientro incluse
80%	316	100
70%	315	99.7
60%	314	99.4
50%	309	97.8
45%	306	96.8
40%	302	95.6
35%	299	94.6
30%	299	94.6
25%	290	91.8
20%	282	89.2
15%	264	83.5
10%	218	69.0
5%	133	42.1

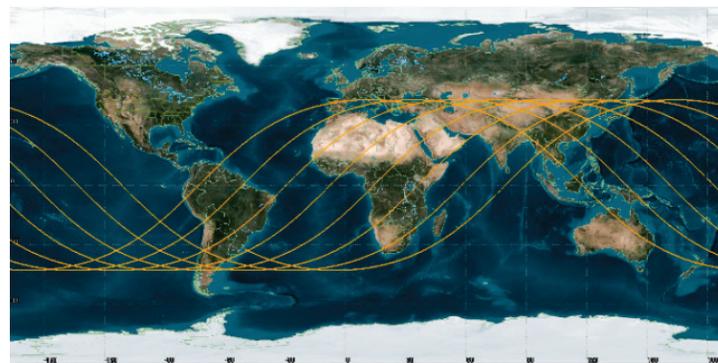
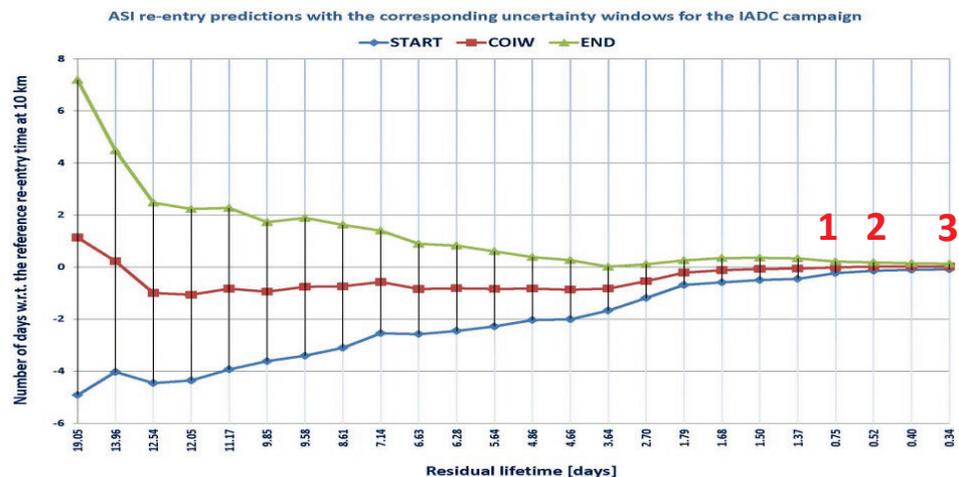


- In base alla distribuzione statistica delle previsioni di rientro ottenuta per le prime 20 campagne IADC
- Una finestra di incertezza in grado di garantire un livello di confidenza del 90% dovrebbe avere un'ampiezza di $\pm 20\%$ rispetto alla lifetime residua, centrata attorno all'epoca nominale di rientro

- Una finestra di incertezza di $\pm 30\%$ rispetto alla lifetime residua è necessaria per ottenere un intervallo di confidenza dell'ordine del 95%



Finestre temporali globali di incertezza e relative tracce sub-satellite



1.

Lifetime residua:

17 ore 57 min 0 sec

(emessa da CNR-ISTI circa 15 ore prima del rientro)



2.

Lifetime residua:

12 ore 31 min 7 sec

(emessa da CNR-ISTI circa 9.5 ore prima del rientro)



3.

Lifetime residua:

8 ore 8 min 54 sec

(emessa da CNR-ISTI circa 5 ore prima del rientro)

■ Le finestre di incertezza per il **rientro della stazione spaziale cinese Tiangong-1** sono state definite in modo da garantire un livello di confidenza di almeno il 95%

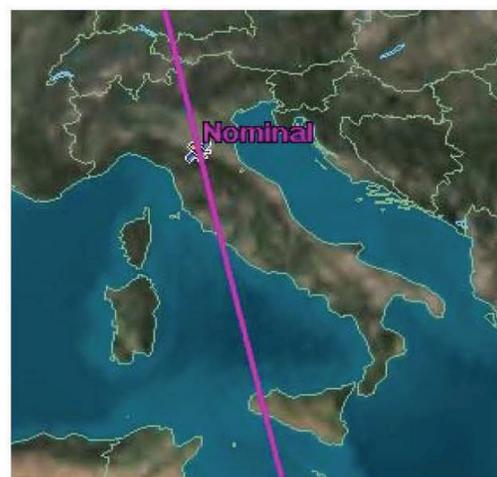
■ Questo è stato ottenuto diminuendo e aumentando la vita residua nominale del veicolo spaziale del 30%



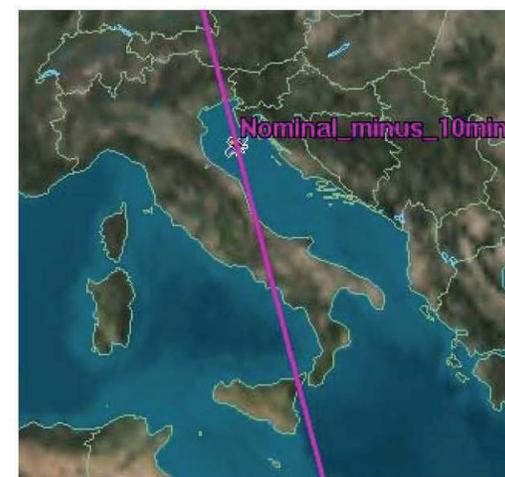
Incertezza trasversale (cross-track) rispetto alla traccia sub-satellite

- Oltre alla considerevole incertezza lungo la traccia (along-track), riconducibile alle ampie finestre temporali di rientro, le tracce sub-satellite possono risultare affette da significative imprecisioni anche nella direzione trasversale (cross-track), a causa di errori nella propagazione della traiettoria e della rotazione terrestre

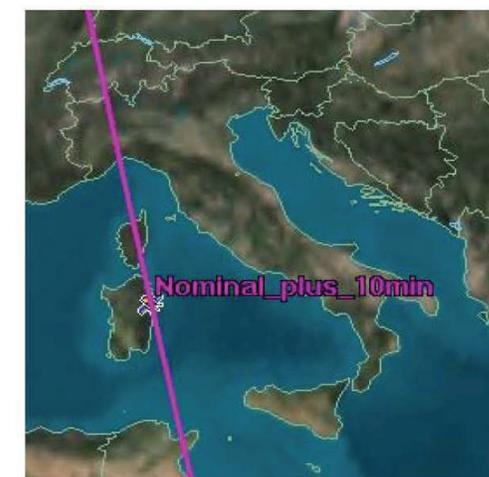
Errore nel tempo di transito al nodo (minuti)	Spostamento della traccia sub-satellite all'equatore (km)
1	≈ 28
5	≈ 140
10	≈ 279
15	≈ 419
20	≈ 558



Previsione della traccia sub-satellite sull'Italia di un satellite rientrante da un'orbita eliosincrona quasi circolare



Deriva verso est della traccia sub-satellite sull'Italia causata da un attraversamento del nodo ascendente anticipato di 10 minuti



Deriva verso ovest della traccia sub-satellite sull'Italia causata da un attraversamento del nodo ascendente ritardato di 10 minuti

- Poiché anche 24 ore prima del rientro i tempi di sorvolo previsti, inclusi nella finestra globale di incertezza, possono essere affetti da errori di 10-15 minuti (o anche superiori) l'incertezza cross-track non può essere ignorata



Prodotti per applicazioni di protezione civile – Previsioni standard di rientro

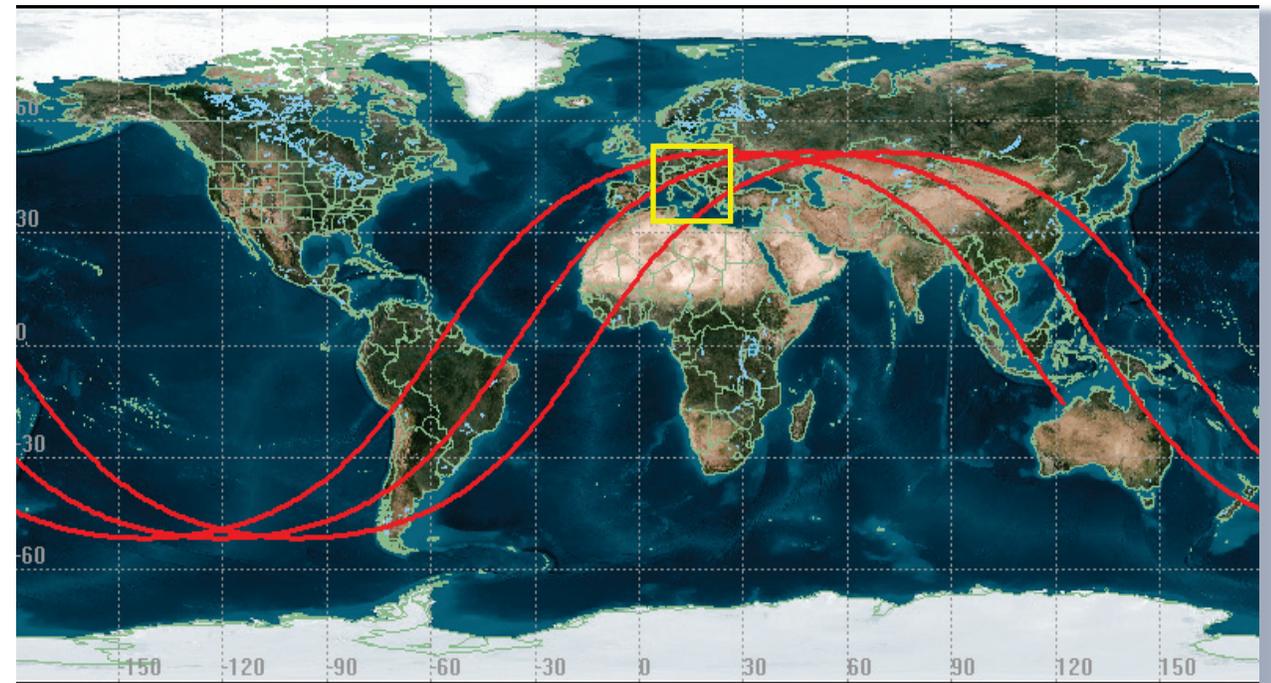
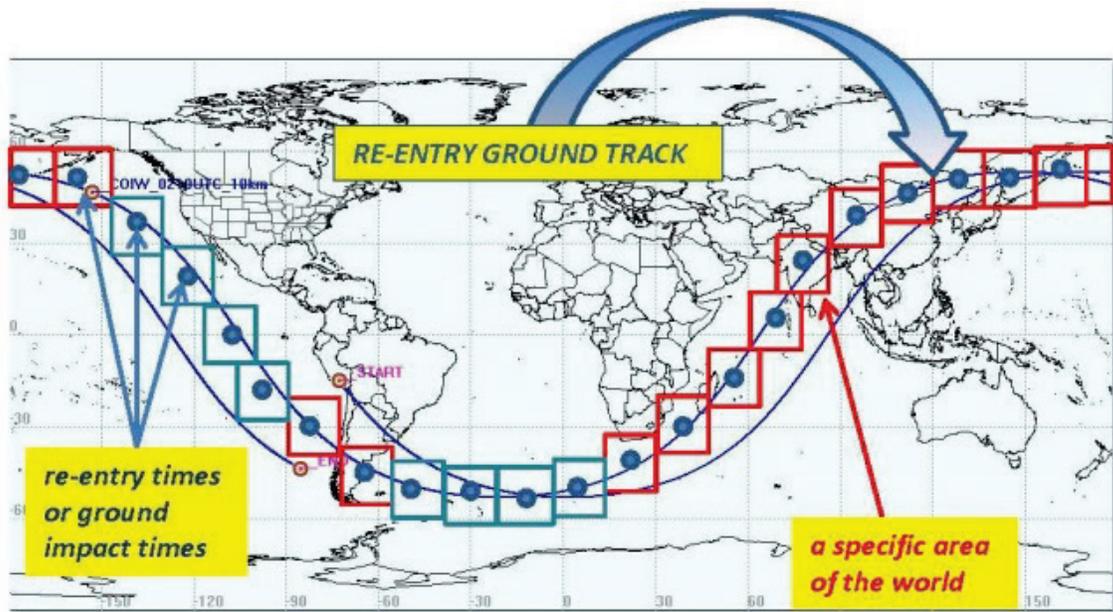
- **I risultati tipici delle previsioni standard di rientro hanno un'utilità limitata nelle applicazioni di protezione civile**
- Infatti, i luoghi potenzialmente a rischio in una determinata area, per esempio l'Italia, non possono essere identificati con sufficiente anticipo rispetto al rientro utilizzando solo le informazioni provenienti dalle previsioni standard di rientro, ovvero:
 - I. La previsione dell'epoca nominale di rientro
 - II. La finestra temporale globale di incertezza
 - III. Le relative tracce sub-satellite al suolo





Prodotti per applicazioni di protezione civile – Potenziali opportunità di rientro

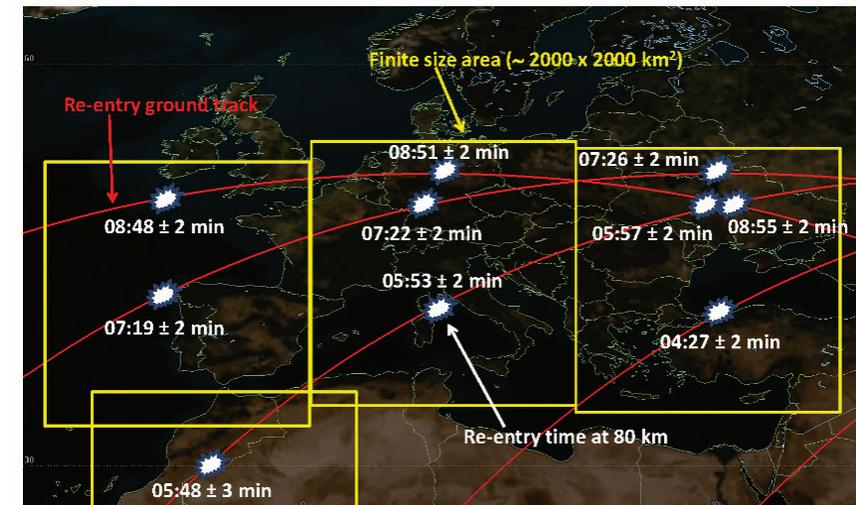
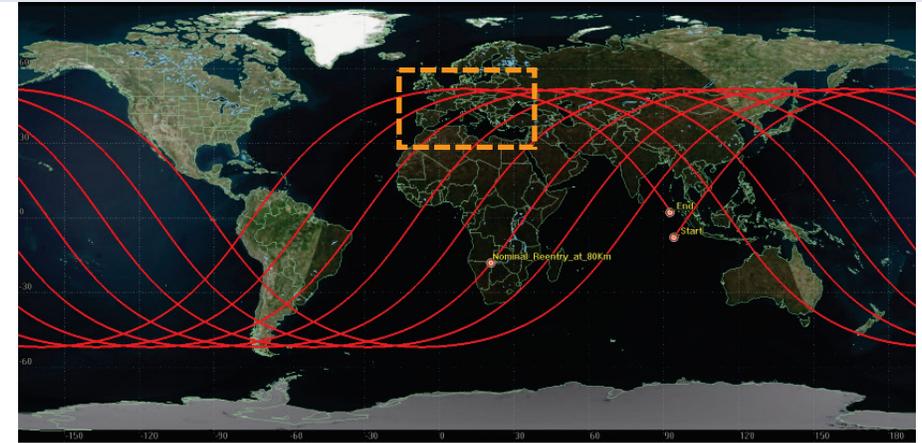
- Al fine di soddisfare specifici requisiti di protezione civile e in riferimento a un'area geografica di interesse, è necessario **identificare e simulare le potenziali opportunità di rientro** su quell'area, comprese all'interno della finestra temporale globale di incertezza





Prodotti per applicazioni di protezione civile – Potenziali opportunità di rientro

- In pratica, già a partire da circa 3 giorni prima della fase di **decadimento finale**, per ciascuna traccia sub-satellite che sorvola una specifica area di interesse e rientra nell'attuale finestra temporale globale di incertezza, è necessario apportare lievi modifiche alla traiettoria nominale prevista – *ad esempio mediante piccole variazioni del parametro balistico* – al fine di simulare scenari di rientro localizzati su quell'area
- Le previsioni di potenziali opportunità di rientro, emesse con un anticipo di circa 3 giorni, offrono un margine operativo sufficiente alle autorità di protezione civile per l'attuazione di misure di mitigazione efficaci, volte alla riduzione del rischio



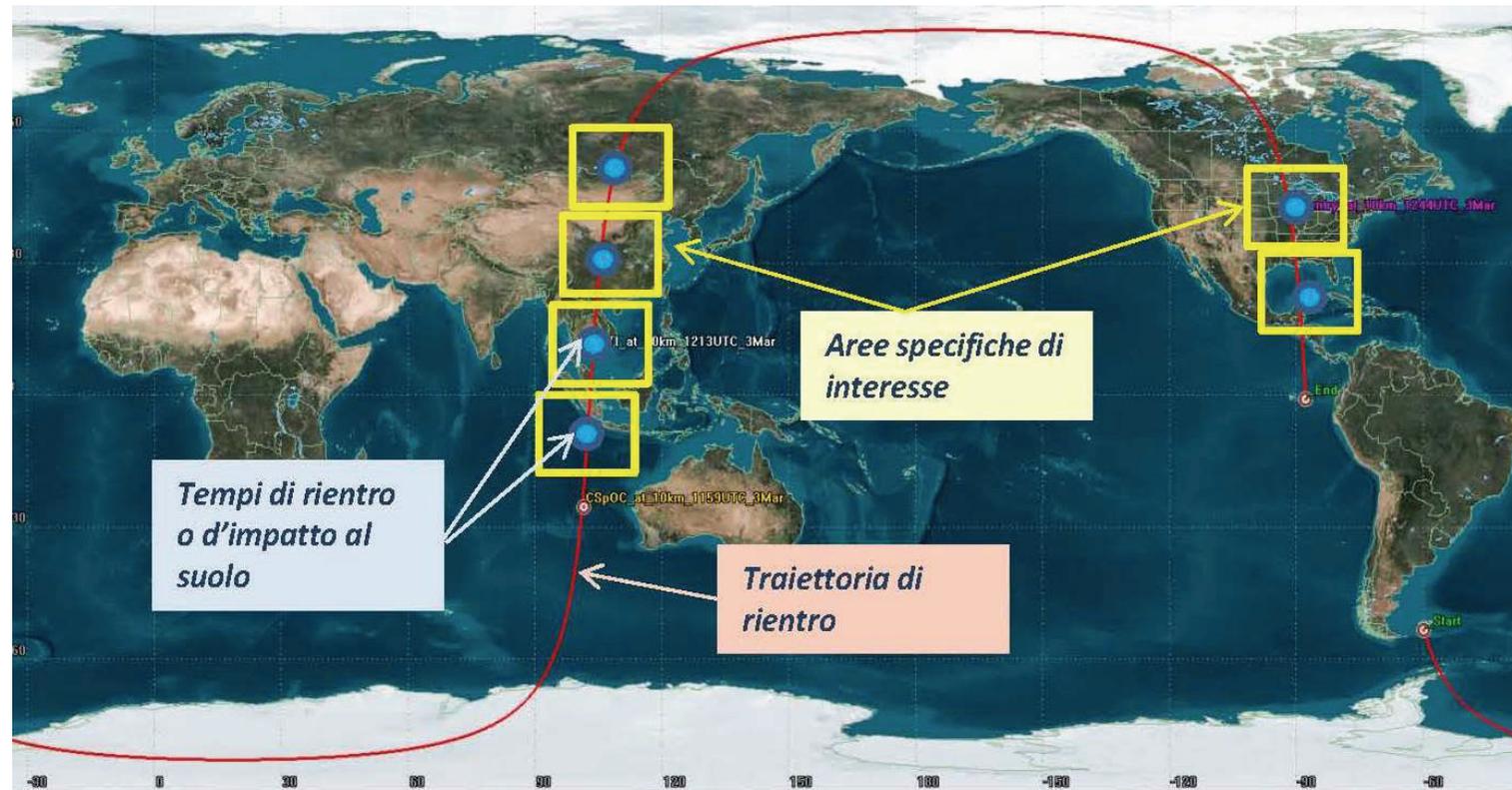
Progress-M 27M

Esempio delle tracce di rientro (a 80 km)
sorvolanti l'Europa l'8 maggio 2015



Prodotti per applicazioni di protezione civile – Dimensioni dell'area di interesse

- **Si potrebbero considerare aree geografiche di circa $2000 \times 2000 \text{ km}^2$ (pari a circa 10 volte la superficie dell'Italia)**
- **Per ciascuna di queste aree, il tempo di rientro calcolato rispetto al punto centrale comporterebbe un errore temporale massimo di ± 2 minuti, un margine ritenuto accettabile in relazione alla dispersione temporale dei frammenti dovuta alla frammentazione del satellite durante il rientro nell'atmosfera**

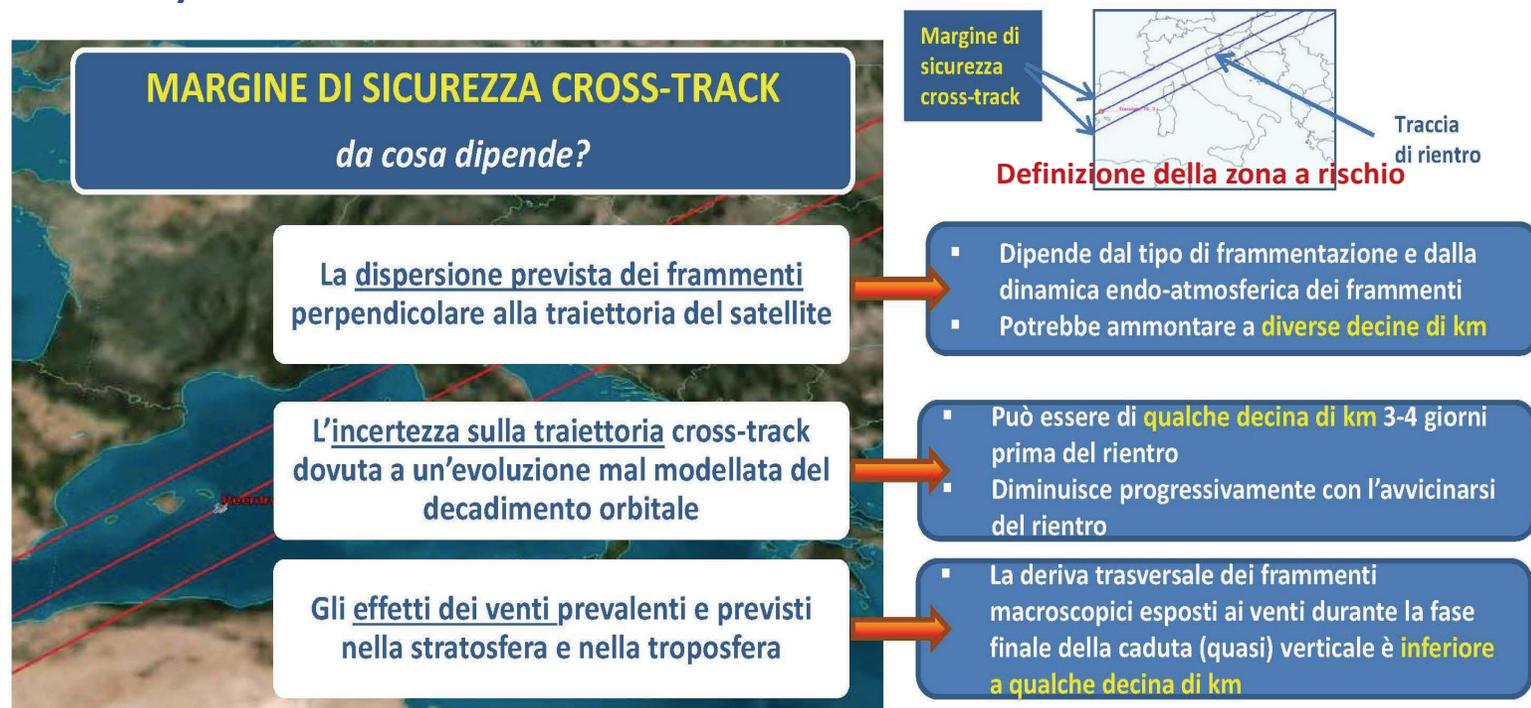


Prodotti per applicazioni di protezione civile – Identificazione delle zone a rischio

- Per ciascuna opportunità di rientro viene determinata la relativa traccia al suolo, includendo un margine di sicurezza che tenga conto della dispersione trasversale (cross-track) dei frammenti nonché delle incertezze associate alla dinamica del rientro

- Limitando l'attenzione ai frammenti rilevanti, e a seconda della natura dell'oggetto rientrante, il **margine di sicurezza cross-track** può variare

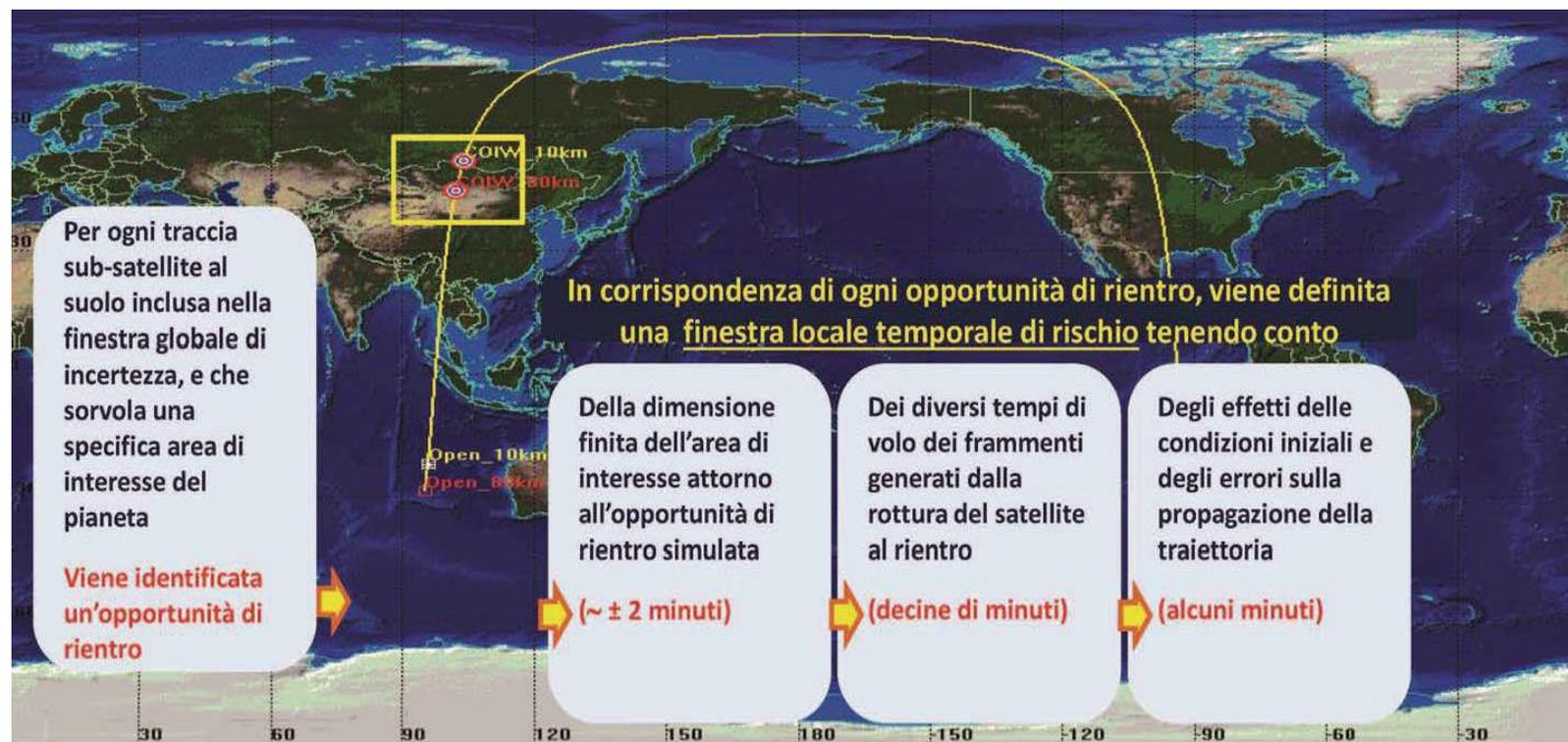
- Da ± 90 km a ± 200 km circa 3-4 giorni prima del rientro
- Da ± 70 km a ± 120 km durante le ultime 24-48 ore



- La **traccia di rientro a terra** + il **margine di sicurezza cross-track** definiscono la **zona a rischio**

Prodotti per applicazioni di protezione civile – Finestre temporali locali di rischio

- La **finestra temporale locale di rischio** associata ad ogni potenziale opportunità di rientro dipende dall'intervallo di altezze considerato (solo a terra, o terra + spazio aereo), dalla dimensione della regione di interesse e dai tempi di volo endo-atmosferici dei frammenti
- Considerando tipici rientri di satelliti e stadi orbitali, **l'ampiezza della finestra temporale locale di rischio** per ogni specifica area di interesse dovrebbe essere di circa 30-40 minuti
- Questa finestra include anche lo spazio aereo fino a un'altezza di 10-20 km, nonché i piccoli frammenti che, pur non rappresentando un pericolo diretto al suolo, potrebbero costituire una minaccia per gli aerei in transito attraverso lo spazio aereo interessato





Sommario delle attività durante il rientro incontrollato di un oggetto spaziale a rischio

1. **Previsione dell'epoca nominale di rientro**
2. **Determinazione della finestra temporale globale di incertezza**
3. **Rappresentazione delle relative tracce sub-satellite al suolo**

Risultati della previsione standard di rientro

4. **Identificazione di una o più aree geografiche di interesse**
5. **Simulazione delle opportunità di rientro su tali aree per ciascuna traccia di sorvolo inclusa nella finestra temporale globale di incertezza**
6. **Determinazione della traccia al suolo associata a ciascuna opportunità di rientro**
7. **Individuazione della zona a rischio, corrispondente alla traccia al suolo ampliata lateralmente di un margine di sicurezza trasversale (cross-track)**
8. **Calcolo della finestra temporale locale di rischio per ogni opportunità di rientro su una determinata area**

Prodotti sviluppati per
applicazioni di protezione
civile