



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Analisi del delta V di detriti spaziali generati a seguito di eventi di frammentazione in orbita

Relatore

Dr. Lorenzo Olivieri

Laureanda

Sara Panarotto

Matricola: 2028601

19 Aprile 2024

Sommario

Gli eventi di frammentazione nello spazio portano alla formazione di nuvole di detriti, la cui distribuzione spaziale è fortemente influenzata dal ΔV che acquisiscono a seguito del breakup; eventi diversi (collisioni, esplosioni) possono influenzare le distribuzioni risultanti. Il modello attualmente in uso per studiare questo tipo di fenomeni è il NASA Standard Breakup Model (SBM), il quale è in grado di fornire le distribuzioni di lunghezza caratteristica, area-to-mass ratio (A/M), e delta velocità, distinguendo tra il caso di frammentazione dovuta a collisione e frammentazione dovuta ad esplosione; lo sviluppo di nuovi modelli, capaci di considerare diversi parametri di impatto, è legato alla raccolta e analisi di nuovi dati tratti da eventi di frammentazione.

In questo contesto, questo lavoro presenta le analisi delle distribuzioni del ΔV sia di eventi significativi (es. il test ASAT del Fengyun 1C nel 2007 e la collisione Cosmos 2251 - Iridium 33 nel 2009) che di eventi più recenti. I dati di osservazione, sottoforma di Two-Line Elementi, vengono acquisiti per ottenere i parametri orbitali dei corpi coinvolti prima della frammentazione e dei detriti generati dopo il breakup. Da questi parametri è possibile calcolare le velocità orbitali e il ΔV ; affinché i risultati siano affidabili è preferibile che la prima osservazione (e quindi la prima TLE) avvenga poco dopo l'evento, in modo di trovare la velocità orbitale dei detriti più vicina all'evento e quindi un ΔV il più possibile vicino a quello effettivo, con disturbi dati da perturbazioni e drag atmosferico trascurabili. Una volta ottenuto il ΔV , si analizza la sua distribuzione e la si confronta con una distribuzione normale; i parametri della curva vengono poi correlati con le caratteristiche dell'evento. Si osserva che per la maggior parte degli eventi analizzati la distribuzione normale è una buona approssimazione dei dati osservati; tuttavia, le osservazioni del breakup del secondo stadio del razzo cinese CZ-6A indicano che per questa esplosione la distribuzione del ΔV presenta tre picchi chiaramente identificabili e quindi non può essere descritta da una singola distribuzione normale.

Abstract

In-space fragmentation events lead to the generation of debris clouds, whose spatial distribution is strongly influenced by the initial ΔV that they acquire during the breakup; different events (collisions, explosions) may affect the resulting distributions. The model currently in use to study such phenomena is the NASA Standard Breakup Model (SBM), which is able to provide characteristic length, area-to-mass ratio (A/M), and delta velocity distributions, distinguishing between the case of fragmentation due to collision and fragmentation due to explosion; the development of new models, capable to consider different impact parameters, is related to the collection and analysis of new data from fragmentation events. In this context, this work presents the analysis of ΔV distributions of both significant events (e.g. the Fengyun 1C ASAT test in 2007 and the Cosmos 2251 - Iridium 33 collision in 2009) and more recent ones. Observation data, in the form of Two-Line Elements, is acquired to obtain the orbital parameters of the involved bodies before the fragmentation and of the generated debris after the breakup. From these parameters it is possible to calculate the orbital velocities and the ΔV ; for the results to be reliable, it is preferable that the first observation (and hence the first TLE) occurs shortly after the event, in order to find the orbital velocity of the debris closest to the event and hence a ΔV as close as possible to the actual one, with negligible effects from perturbations and atmospheric drag. Once the ΔV is obtained, its distribution is analysed and compared with a normal distribution; the parameters of the curve are then correlated with the event characteristics. It is observed that for a large fraction of the analysed events the normal distribution is a good approximation of the observation data; however, observations of the breakup of the second stage of the Chinese CZ-6A rocket indicate that for this explosion event the ΔV distribution presents three clearly identifiable peaks and therefore cannot be described by a single normal distribution.

Indice

1	Fenomeni di breakup in orbita	13
2	NASA Standard Breakup Model	19
2.1	Esplosioni	19
2.2	Collisioni	20
2.3	Distribuzione Area-to-mass ratio	21
2.4	Distribuzione ΔV	24
3	Eventi analizzati e raccolta dati	25
3.1	Eventi analizzati	25
3.2	Acquisizione dei dati	31
3.2.1	Two-Line Elements	31
3.2.2	Formato TLE	31
3.2.3	Acquisizione TLE	33
3.3	Diagramma di Gabbard	34
3.3.1	Diagrammi trovati	35
4	Distribuzione del ΔV	43
4.1	Grafici della distribuzione lineare del ΔV	44
4.2	Analisi delle distribuzioni	48
4.2.1	Collisioni	51
4.2.2	Esplosioni	53
4.2.3	Il caso CZ-6A	55
5	Analisi dei risultati	59
5.1	Collisioni	59
5.2	Esplosioni	61
5.3	CZ-6A	62
6	Conclusioni	65

Elenco delle figure

1	Breakup di un satellite in orbita	13
2	Numero di breakup per anno [2]	14
3	Evoluzione delle orbite dei detriti generati dalla distruzione del satellite Fengyun 1C [9]	15
4	Contributo delle differenti cause di frammentazione alla popolazione detritica totale [2]	16
5	Contributo delle differenti cause di frammentazione alla popolazione detritica corrente [2]	17
6	Distribuzione della dimensione dei detriti raccolti dai dati SSN di sette diverse esplosioni [10]	20
7	Distribuzione della dimensione dei detriti di collisioni in orbita e di test di impatti iperveloci effettuati a terra [10]	21
8	Distribuzione delle velocità dei detriti del secondo stadio di Delta, Ariane e Cosmos calcolate con SBM	24
9	Prima osservazione di ogni detrito del Fengyun 1C	26
10	Prima osservazione di ogni detrito del Cosmos 2251	26
11	Prima osservazione di ogni detrito dell'Iridium 33	27
12	Immagini dei satelliti Cosmos 2251 (a) e Iridium 33 (b)	27
13	Prima osservazione di ogni detrito del Cosmos 1408	28
14	Nuvola di detriti del satellite Cosmos 1408 ripresi da una telescopio poco dopo l'impatto	28
15	Prima osservazione di ogni detrito del CZ-6A	29
16	Prima osservazione di ogni detrito del NOAA 17	29
17	Ultime TLE registrate del Fengyun 1C prima del test ASAT dal 1 gennaio 2007 al 10 gennaio 2007 [16]	33
18	Diagramma di Gabbard dell'upper stage del razzo cinese CZ-6A	34
19	Diagramma di Gabbard del satellite Fengyun 1C	35
20	Dettaglio ingrandito del diagramma	35
21	Diagramma di Gabbard del satellite Cosmos 2251	36
22	Dettaglio del diagramma	36
23	Diagramma di Gabbard del satellite Iridium 33	37

24	Dettaglio del diagramma	37
25	Diagramma di Gabbard del satellite Cosmos 1408	38
26	Dettaglio del diagramma	38
27	Diagramma di Gabbard del satellite CZ-6A	39
28	Dettaglio del diagramma	39
29	Diagramma di Gabbard del satellite NOAA 17	40
30	Dettaglio del diagramma	40
31	Diagramma di Gabbard del satellite Cosmos 2499	41
32	Diagramma di Gabbard del satellite Cosmos 2143	41
33	Distribuzione lineare del ΔV dello spacecraft Fengyun 1C	44
34	Distribuzione lineare del ΔV del satellite Cosmos 2251	45
35	Distribuzione lineare del ΔV del satellite Iridium 33	45
36	Distribuzione lineare del ΔV del satellite Cosmos 1408	46
37	Distribuzione lineare del ΔV del secondo stadio del razzo CZ-6A	46
38	Distribuzione lineare del ΔV del satellite NOAA 17	47
39	Distribuzione lineare del ΔV del satellite Cosmos 2499	47
40	Distribuzione lineare del ΔV del satellite Cosmos 2143	48
41	Esempio di media di una distribuzione	49
42	Esempio di curve con diversa media e diversa deviazione standard	50
43	Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del Fengyun 1C	51
44	Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del Cosmos 2251	51
45	Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del satellite Iridium 33	52
46	Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del satellite Cosmos 1408	52
47	Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del satellite NOAA 17	53
48	Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del satellite Cosmos 2499	54
49	Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del satellite Cosmos 2143	54
50	Andamento della distribuzione normale	55
51	Distribuzione normale descritta da una sola curva gaussiana	56
52	Gaussiane che descrivono l'andamento della distribuzione normale del secondo stadio del razzo CZ-6A	57

53	Confronto dell'andamento di μ e σ al variare di $\frac{EMR}{A_t/A_p}$ senza considerare il glancing impact	59
54	Confronto dell'andamento di μ e σ al variare di $\frac{EMR}{A_t/A_p} k$	60
55	Confronto dell'andamento di μ e σ al variare di $\frac{EMR}{A_t/A_p} k$	62

1 Fenomeni di breakup in orbita

Fin dai primi anni di corsa allo spazio con il progressivo aumento di oggetti in orbita, il problema dei breakup in orbita (**Fig. 1**) ha riscontrato sempre più attenzione e preoccupazione. Il primo evento di frammentazione della storia avvenne nel giugno 1961 causando l'aumento del 400% della popolazione di oggetti orbitanti attorno alla Terra, facendo crescere l'interesse per lo studio delle operazioni spaziali effettuate in orbita attorno al nostro pianeta. Altri eventi di frammentazione avvenuti nei decenni successivi contribuirono ad ampliare la ricerca internazionale sulle caratteristiche e le conseguenze di tali eventi. La presenza di stazioni spaziali con equipaggio umano e il crescente numero di grandi costellazioni di satelliti caratteristici della New Space Economy, richiedono una sempre maggiore comprensione dei rischi presenti per gli oggetti in orbita terrestre.



Figura 1. Breakup di un satellite in orbita

Lo studio della crescita della popolazione di oggetti in orbita è comunque molto complesso. Una buona maggioranza di tutti i detriti mai catalogati è già rientrata in atmosfera e circa il 38% delle nuvole di detriti di tutte le frammentazioni conosciute sono completamente decadute. Nonostante il grande numero di breakup avvenuti (**Fig.2**), solamente 10 sono responsabili del 28% di tutti gli oggetti attualmente in orbita. Tre di queste riguardano upper stages di lanciatori o serbatoi di propellente che hanno subito un breakup; le sette rimanenti riguardano frammentazioni di diversa natura accadute nel corso degli anni. La prima in ordine

di tempo si tratta di un malfunzionamento, e probabile esplosione, della batteria del Cosmos 1275; successivamente si hanno USA 109 e NOAA 16. Più recentemente gli ASAT test (test anti-satellite) di Cina e Russia rispettivamente nei confronti del Fengyun 1C e del Cosmos 1408 ed infine la prima collisione accidentale tra due satelliti, il Cosmos 2251 e l'Iridium 33; insieme i detriti provocati da questi quattro satelliti costituiscono il 21% dei detriti attualmente in orbita e il 15% di tutti gli oggetti mai catalogati fin dal lancio dello Sputnik 1 nel 1957. [2].

Nel 1978, a seguito dei primi grandi eventi, il consulente della NASA Donald J. Kessler propone uno scenario, chiamato Sindrome di Kessler, in cui l'orbita LEO (Low Earth Orbit) diventa così densamente popolata che gli oggetti vengono spesso in collisione tra loro, creando una reazione a catena che fa aumentare esponenzialmente il numero di detriti e quindi il rischio di altre collisioni. Questo renderebbe impossibile l'esplorazione spaziale e il lancio di nuovi spacecraft per molte generazioni.

In **Fig.3** viene mostrata l'evoluzione delle orbite dei detriti formati dalla distruzione del satellite Fengyun 1C. Si nota come questi detriti nel corso del tempo si siano distribuiti in modo da coprire quasi tutto il pianeta, se dovessero purtroppo accadere altri eventi di simile entità i detriti potrebbero andare ad occupare ulteriori orbite. Aumentando il numero di detriti aumenta la probabilità di collisione con un oggetto, che, se dovesse avvenire, causerebbe l'ulteriore aumento del numero di detriti e quindi la possibilità di altre collisioni.

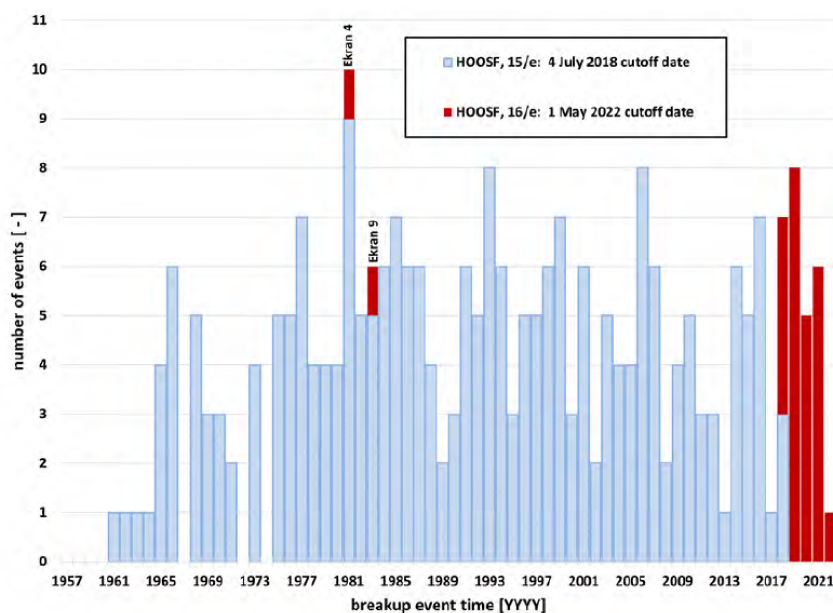


Figura 2. Numero di breakup per anno [2]

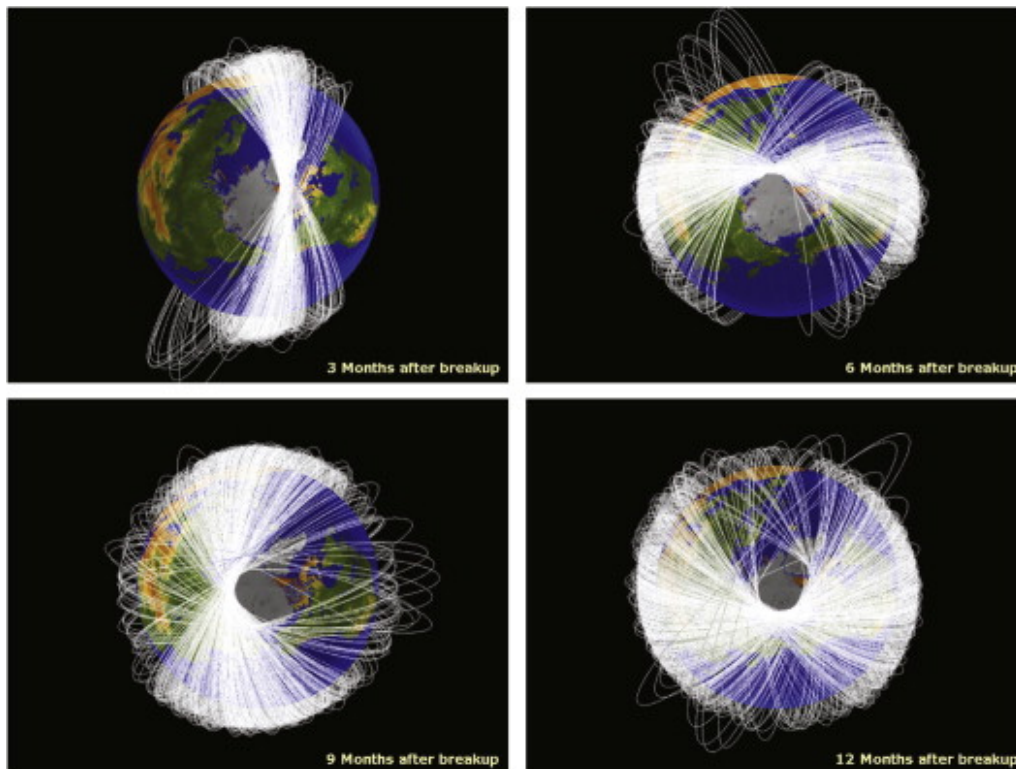


Figura 3. Evoluzione delle orbite dei detriti generati dalla distruzione del satellite Fengyun 1C [9]

Più in dettaglio, un evento di frammentazione, detto anche breakup, consiste nella distruzione di un satellite, di un razzo o di un qualsiasi spacecraft, con la conseguente formazione di un consistente numero di frammenti aventi diverse dimensioni e velocità. Le cause di questi eventi possono essere sia accidentali che volontarie, come nel caso degli ASAT test. Secondo una classificazione utilizzata dall'ESA, gli eventi di frammentazione in orbita possono essere suddivisi in base al tipo di causa o malfunzionamento che ha portato al breakup. [3]

- **Propulsione:** l'energia immagazzinata per sottosistemi legati alla propulsione, può portare ad un'esplosione, ad esempio a causa dello stress termico.
- **Elettrico:** causato da un sovraccarico e conseguente esplosione delle batterie.
- **Accidentale:** sottosistemi che hanno mostrato difetti di progettazione che hanno poi portato alla rottura.
- **Aerodinamico:** breakup dovuto ad un aumento di pressione causato dal drag atmosferico.
- **Collisione:** scontro tra due oggetti catalogati che causa due grandi nuvole di detriti; un esempio di grande rilevanza è la collisione tra il Cosmos 2251 e l'Iridium 33.

- **Intenzionale:** breakup causato in modo deliberato dall'uomo come accade per i test ASAT; in questo caso l'episodio più famoso è il Fengyun 1C, maggiore fonte di detriti attualmente in orbita.
- **Sconosciuto:** quando non ci sono abbastanza elementi per poter confermare la causa che ha portato alla frammentazione; circa il 30% degli eventi di breakup hanno cause sconosciute.

Con il termine anomalous event si intende invece una separazione a bassa velocità di uno o più oggetti da un satellite, che invece rimane essenzialmente intatto. Questo tipo di fenomeni possono essere causati dal deterioramento di componenti come thermal blankets, scudi protettivi, pannelli solari o da impatti con particelle di piccole dimensioni. In generale, si è osservato che un anomalous event produce meno detriti di un breakup.

Le **Fig.4** e **Fig.5** mostrano la percentuale delle differenti cause di breakup considerando i detriti catalogati totali e attuali.

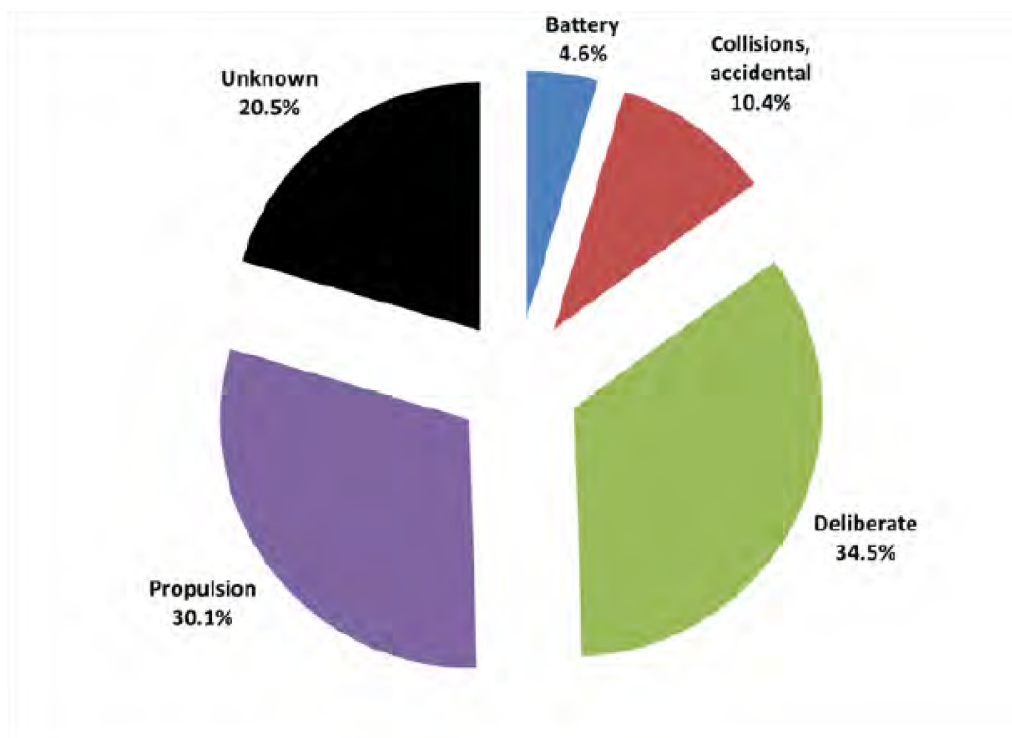


Figura 4. Contributo delle differenti cause di frammentazione alla popolazione detritica totale [2]

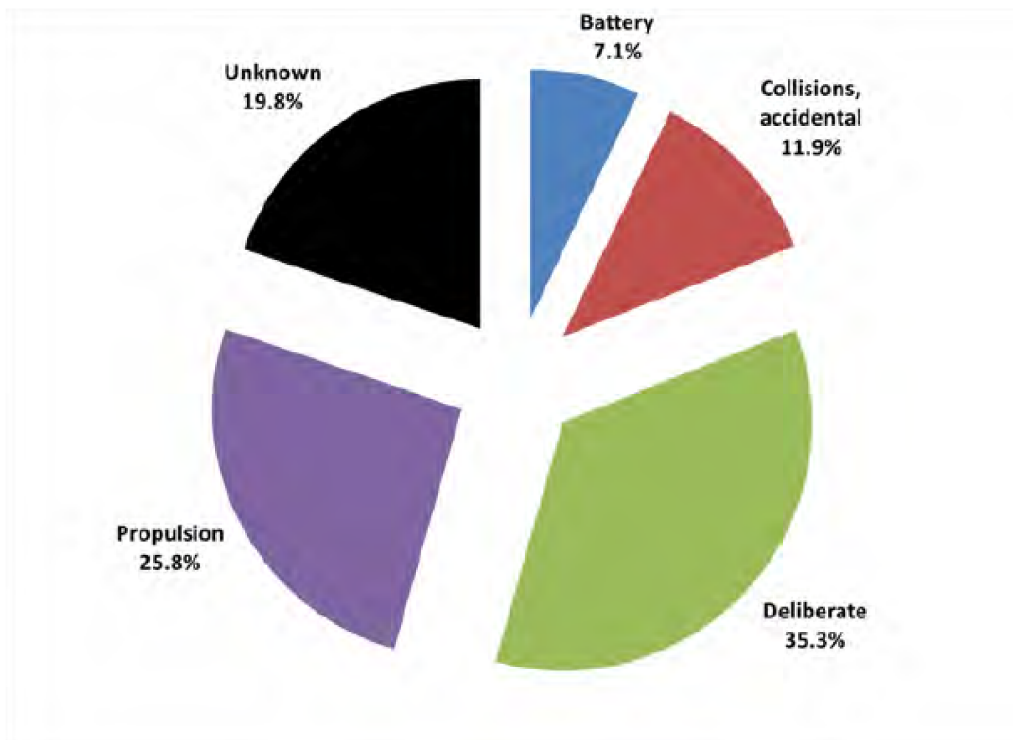


Figura 5. Contributo delle differenti cause di frammentazione alla popolazione detritica corrente [2]

Gli obiettivi di questa tesi sono di analizzare il ΔV acquisito dai detriti immediatamente dopo un evento di frammentazione e di creare un modello matematico che ne descriva la distribuzione.

Come prima cosa verrà esposto un modello già esistente, il NASA SBM, che fornisce una funzione della distribuzione del ΔV ; vengono poi mostrati gli eventi analizzati e le loro principali caratteristiche; la raccolta dei dati orbitali dei singoli frammenti dalle TLE e la costruzione del diagramma di Gabbard; si ricava poi la distribuzione del ΔV , sia lineare che normalizzato, che viene analizzata sotto forma di parametri μ e σ della curva di Gauss.

2 NASA Standard Breakup Model

Il crescente numero di oggetti orbitanti e quindi l'aumento del rischio di possibili frammentazioni, hanno portato allo studio di un modello che descrivesse la distribuzione dei detriti formati a seguito di un breakup. Il NASA Standard Breakup Model (SBM), esposto in [8], [17] e [15], è un modello sviluppato negli anni novanta sulla base di collisioni ed esplosioni già avvenute in orbita e di test effettuati a terra. Questo modello definisce la dimensione (o lunghezza caratteristica), area-to-mass ratio (A/M) e la velocità acquisita da ciascun frammento dopo il breakup, distinguendo nettamente in collisione ed esplosione. Siccome i parametri trovati non sono costanti per tutti i detriti, è necessario definire delle distribuzioni in funzione di determinati parametri, come massa o lunghezza caratteristica.

2.1 Esplosioni

Dall'esaminazione di detriti catalogati generati a seguito di diverse esplosioni (**Fig.6**), si è capito che la produzione di tali detriti è modellabile con una funzione potenza per oggetti che arrivano fino a 10 cm.

La seguente funzione esprime il numero di detriti prodotti aventi una determinata dimensione (o lunghezza caratteristica) L_c

$$N(L_c) = 6L_c^{-1.6} \quad (2.1)$$

Questa relazione è valida per oggetti molto grandi con massa di 600-1000 kg, un esempio sono le esplosioni degli upper stages dei lanciatori.

Per la modellazione di esplosioni di oggetti con masse iniziali differenti, si sono analizzati episodi di malfunzionamenti di batterie o test ASAT di satelliti russi. In questo caso la relazione cambia solamente di uno scalare S

$$N(L_c) = S6L_c^{-1.6} \quad (2.2)$$

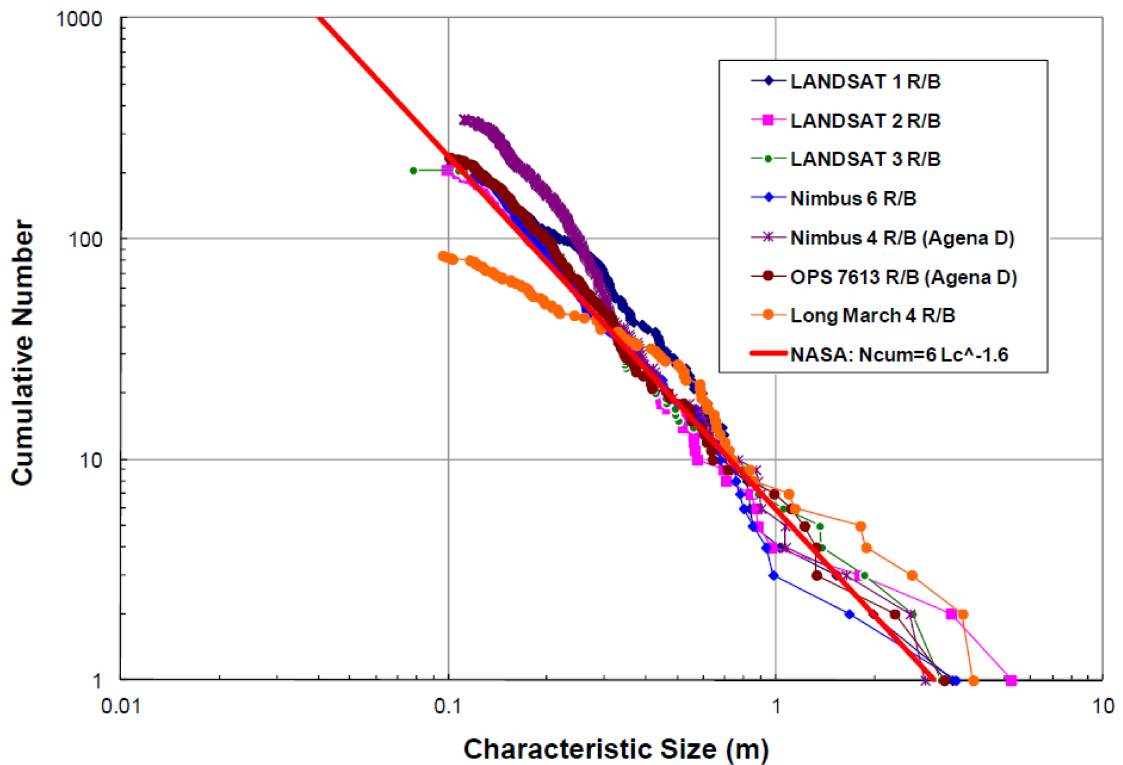


Figura 6. Distribuzione della dimensione dei detriti raccolti dai dati SSN di sette diverse esplosioni [10]

2.2 Collisioni

Nel caso delle collisioni viene fatta la distinzione tra catastrofiche, quando entrambi gli oggetti sono completamente distrutti, e non catastrofiche, quando si ha la distruzione dello spacecraft più piccolo e il danneggiamento parziale di quello più grande. Se il rapporto tra l'energia cinetica del più piccolo e la massa di quello più grande è uguale o superiore a 40 J/g allora la collisione è catastrofica.

La relazione in questo caso si basa su diversi esperimenti in laboratorio di impatti ad ipervelocità (**Fig.7**)

$$N(L_c) = 0.1(M)^{0.75} L_c^{-1.71} \quad (2.3)$$

M indica la somma delle masse nel caso di evento catastrofico, mentre nel caso non catastrofico è la massa dell'oggetto più piccolo moltiplicata per la velocità di collisione in km/s.

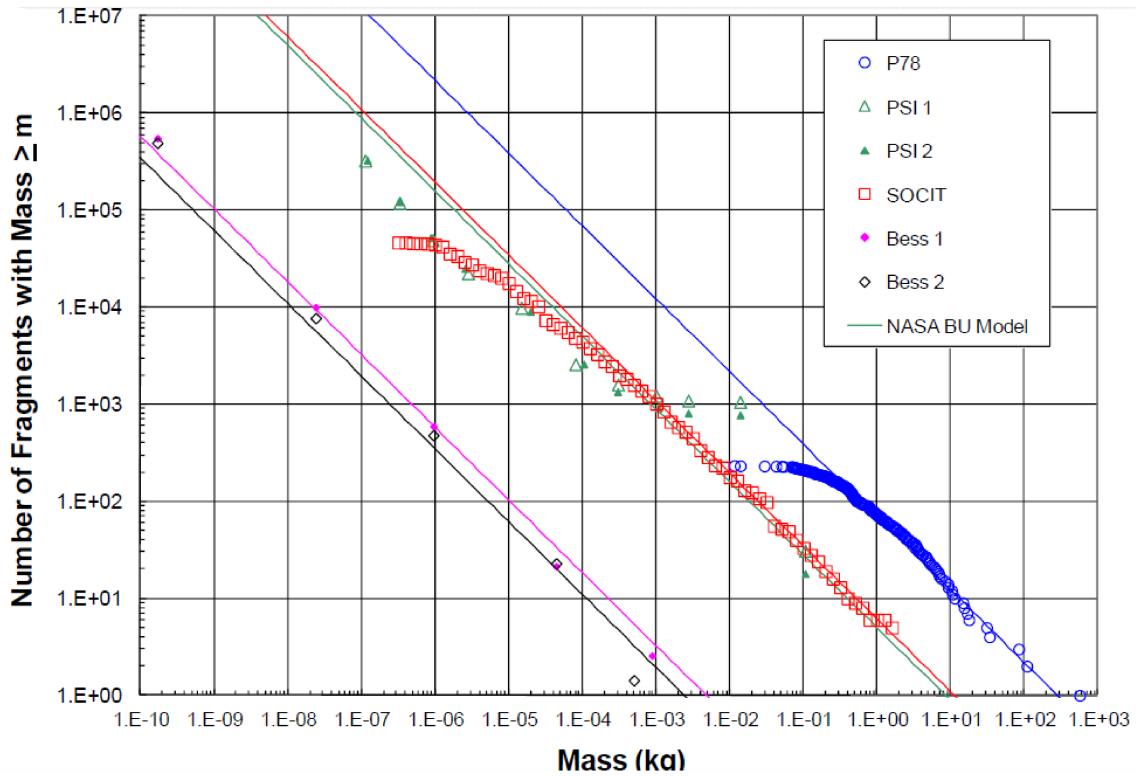


Figura 7. Distribuzione della dimensione dei detriti di collisioni in orbita e di test di impatti iperveloci effettuati a terra [10]

2.3 Distribuzione Area-to-mass ratio

Nello studio della distribuzione di A/M non si fa distinzione tra i casi di esplosione e di collisione, si considerano invece le dimensioni dei detriti. Per detriti con L_c maggiori di 11 cm sono stati analizzati circa 1800 detriti di upper stages e di spacecraft, trovando due diverse distribuzioni.

Funzione di distribuzione per detriti di rocket bodies con L_c maggiori di 11 cm

$$D_{A/M}^{R/B}(\lambda_c, \chi) = \alpha^{R/B}(\lambda_c) N(\mu_1^{R/B}(\lambda_c), \sigma_1^{R/B}(\lambda_c), \chi) + (1 - \alpha^{R/B}(\lambda_c)) N(\mu_2^{R/B}(\lambda_c), \sigma_2^{R/B}(\lambda_c), \chi) \quad (2.4)$$

- $\lambda = \log_{10}(L_c)$
- $\chi =$ variabile nella distribuzione = $\log_{10}(A/M)$
- $N =$ funzione della distribuzione normale = $N(\mu, \sigma, \chi) = [1/\sigma(2\pi)^{0.5}] e^{-(\chi-\mu)^2/2\sigma^2}$

$$\alpha^{R/B} = \begin{cases} 1 & \lambda_c \leq -1.4 \\ 1 - 0.3571(\lambda_c + 1.4) & -1.4 < \lambda_c < 0 \\ 0.5 & \lambda_c \geq 0 \end{cases}$$

$$\mu_1^{R/B} = \begin{cases} -0.45 & \lambda_c \leq 0.5 \\ -0.45 - 0.9(\lambda_c + 0.5) & -0.5 < \lambda_c < 0 \\ -0.9 & \lambda_c \geq 0 \end{cases}$$

$$\sigma_1^{R/B} = 0.55$$

$$\mu_2^{R/B} = -0.9$$

$$\sigma_2^{R/B} = \begin{cases} 0.28 & \lambda_c \leq -1.0 \\ 0.28 - 0.1636(\lambda_c + 1) & -1.0 < \lambda_c < 0.1 \\ 0.1 & \lambda_c \geq 0.1 \end{cases}$$

Funzione di distribuzione per detriti di spacecraft con L_c maggiori di 11 cm

$$D_{A/M}^{S/C}(\lambda_c, \chi) = \alpha^{S/C}(\lambda_c)N(\mu_1^{S/C}(\lambda_c), \sigma_1^{S/C}(\lambda_c), \chi) + (1 - \alpha^{S/C}(\lambda_c))N(\mu_2^{S/C}(\lambda_c), \sigma_2^{S/C}(\lambda_c), \chi) \quad (2.5)$$

$$\alpha^{S/C} = \begin{cases} 0 & \lambda_c \leq -1.95 \\ 0.3 + 0.4(\lambda_c + 1.2) & -1.95 < \lambda_c < 0.55 \\ 1 & \lambda_c \geq 0.55 \end{cases}$$

$$\mu_1^{S/C} = \begin{cases} -0.6 & \lambda_c \leq -1.1 \\ -0.6 - 0.318(\lambda_c + 1.1) & -1.1 < \lambda_c < 0 \\ -0.95 & \lambda_c \geq 0 \end{cases}$$

$$\sigma_1^{S/C} = \begin{cases} 0.1 & \lambda_c \leq -1.3 \\ 0.1 + 0.2(\lambda_c + 1.3) & -1.3 < \lambda_c < -0.3 \\ 0.3 & \lambda_c \geq -0.3 \end{cases}$$

$$\mu_2^{S/C} = \begin{cases} -1.2 & \lambda_c \geq -0.7 \\ -1.2 - 1.333(\lambda_c + 0.7) & -0.7 < \lambda_c < -0.1 \\ -2.0 & \lambda_c \geq -0.1 \end{cases}$$

$$\sigma_2^{S/C} = \begin{cases} 0.5 & \lambda_c \leq -0.5 \\ 0.5 - (\lambda_c + 0.5) & -0.5 < \lambda_c < -0.3 \\ 0.3 & \lambda_c \geq -0.3 \end{cases}$$

Per gli oggetti con L_c inferiore ad 8 cm la funzione è la stessa sia per rocket bodies che per spacecraft

$$D_{A/M}(\lambda_c, \chi) = N(\mu(\lambda_c), \sigma(\lambda_c), \chi) \quad (2.6)$$

$$\mu = \begin{cases} -0.3 & \lambda_c \leq -1.75 \\ -0.3 - 1.4(\lambda_c + 1.75) & -1.75 < \lambda_c < -1.25 \\ -1.0 & \lambda_c \geq -1.25 \end{cases}$$

$$\sigma = \begin{cases} 0.2 & \lambda_c \leq -3.5 \\ 0.2 + 0.1333(\lambda_c + 3.5) & \lambda_c > -3.5 \end{cases}$$

2.4 Distribuzione ΔV

La funzione che descrive la variazione di velocità dei detriti per un'esplosione è

$$D_{\Delta V}^{EXP}(\chi, \nu) = N(\mu^{EXP}(\chi), \sigma^{EXP}(\chi), \nu) \quad (2.7)$$

- $\chi = \log_{10}(A/M)$
- $\nu = \log_{10}(\Delta V)$
- $\mu^{EXP} = \text{media} = 0.2\chi + 1.85$
- $\sigma^{EXP} = \text{deviazione standard} = 0.4$

Analogamente per una collisione

$$D_{\Delta V}^{COLL}(\chi, \nu) = N(\mu^{COLL}(\chi), \sigma^{COLL}(\chi), \nu) \quad (2.8)$$

- $\mu^{COLL} = \text{media} = 0.9\chi + 2.9$
- $\sigma^{COLL} = \text{deviazione standard} = 0.4$

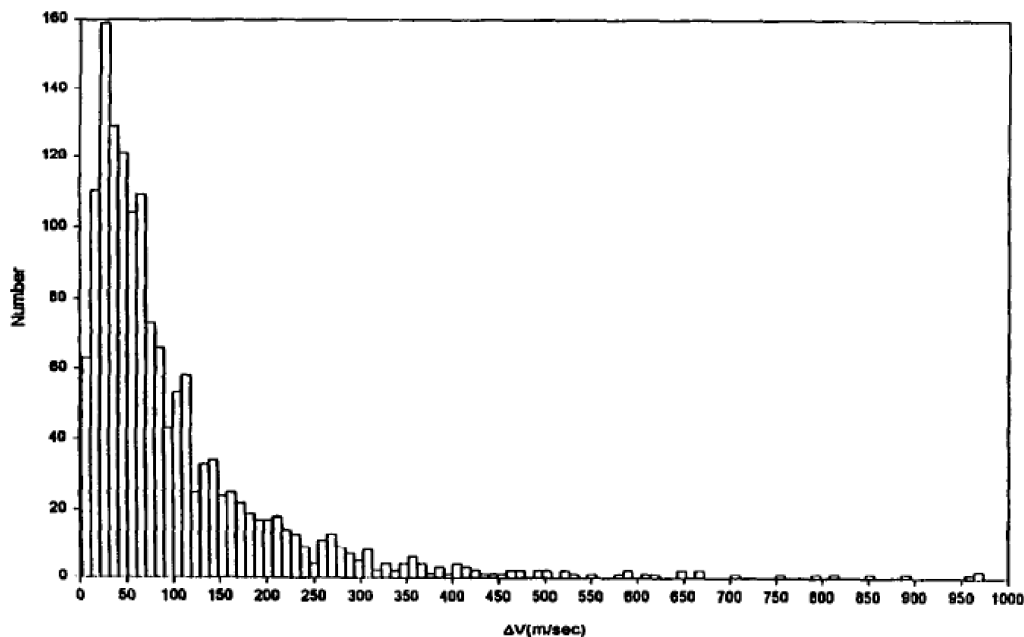


Figura 8. Distribuzione delle velocità dei detriti del secondo stadio di Delta, Ariane e Cosmos calcolate con SBM

3 Eventi analizzati e raccolta dati

Il lavoro svolto consiste nel ricavare la distribuzione del ΔV di detriti generati da degli eventi di frammentazione. Per fare questo è stato necessario selezionare degli eventi da analizzare, ricavarne i parametri orbitali necessari per effettuare i calcoli e utilizzare questi dati per costruire il diagramma di Gabbard come prima cosa, e successivamente per calcolare il ΔV di tutti i detriti in modo da ottenere la distribuzione.

3.1 Eventi analizzati

Gli eventi analizzati in questa tesi riguardano diversi tipi di fenomeni e diverse tipologie di breakup. Sono stati studiati sia eventi molto conosciuti e importati storicamente, che eventi più recenti, meno rilevanti, ma che possono fornire risultati più accurati dato l'intervallo di tempo trascorso molto più breve.

Per ogni evento vengono riportati di seguito il tipo di oggetto, la data e il motivo del breakup e il numero di detriti catalogati, compreso il trend delle prime osservazioni dei detriti generati da ogni evento.

Fengyun 1C [13]

- Tipo di spacecraft: satellite meteorologico cinese in disuso
- Data del breakup: 11 gennaio 2007
- Motivo del breakup: test anti-satellite
- Detriti catalogati: 3475

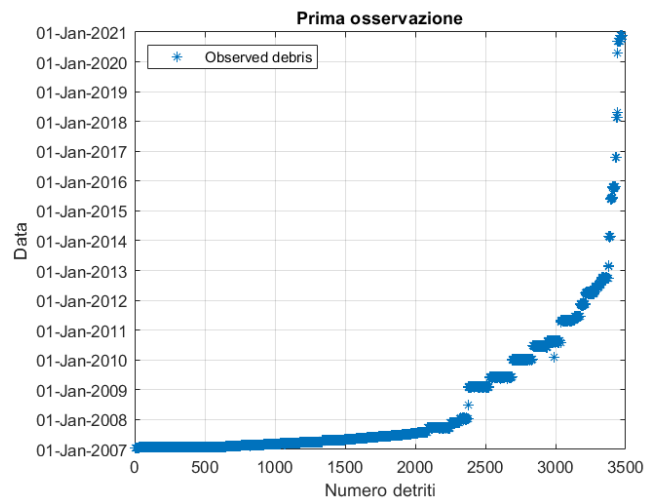


Figura 9. Prima osservazione di ogni detrito del Fengyun 1C

Cosmos 2251 [11] [12]

- Tipo di spacecraft: satellite militare russo per telecomunicazioni
- Data del breakup: 10 febbraio 2009
- Motivo del breakup: collisione con Iridium 33
- Detriti catalogati: 1714

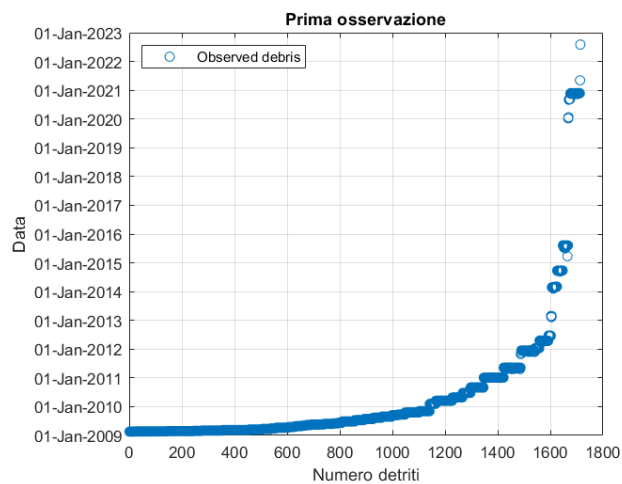


Figura 10. Prima osservazione di ogni detrito del Cosmos 2251

Iridium 33 [11] [12]

- Tipo di spacecraft: satellite per comunicazioni statunitensi
- Data del breakup: 10 febbraio 2009
- Motivo del breakup: collisione con Cosmos 2251
- detriti catalogati: 656

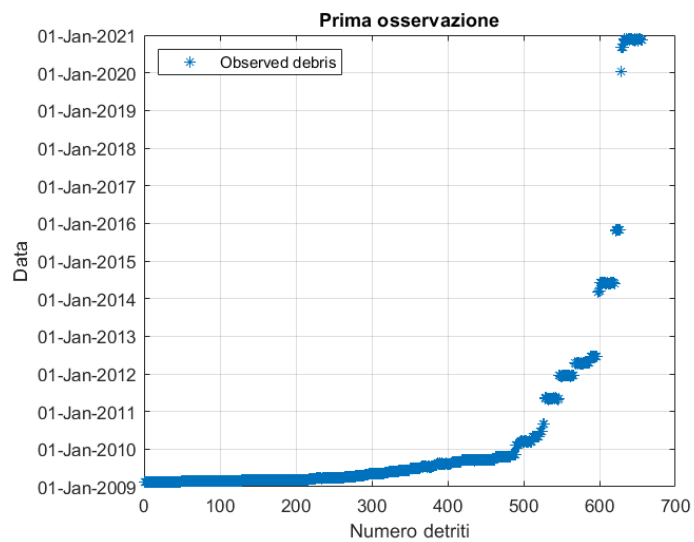
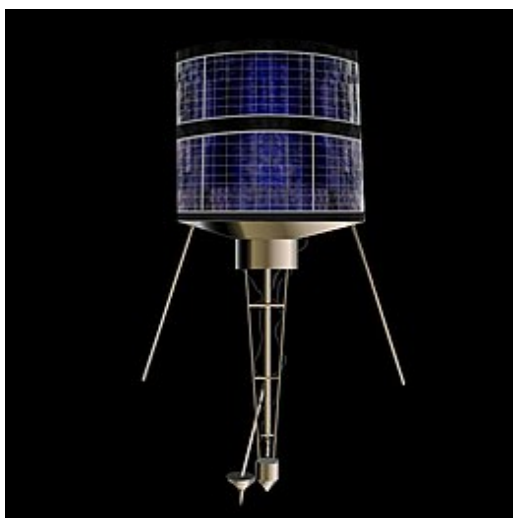


Figura 11. Prima osservazione di ogni detrito dell'Iridium 33



(a)



(b)

Figura 12. Immagini dei satelliti Cosmos 2251 (a) e Iridium 33 (b)

Cosmos 1408 [4]

- Tipo di spacecraft: satellite militare russo per telecomunicazioni
- Data del breakup: 15 novembre 2021
- Motivo del breakup: test anti-satellite
- Detriti catalogati: 1806

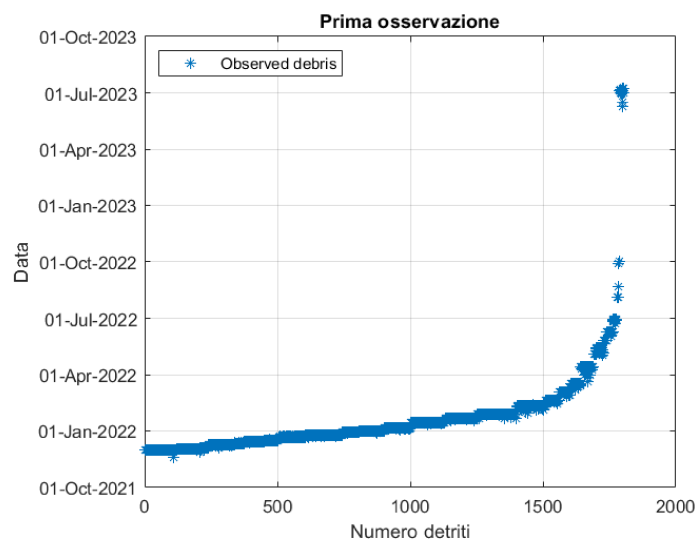


Figura 13. Prima osservazione di ogni detrito del Cosmos 1408

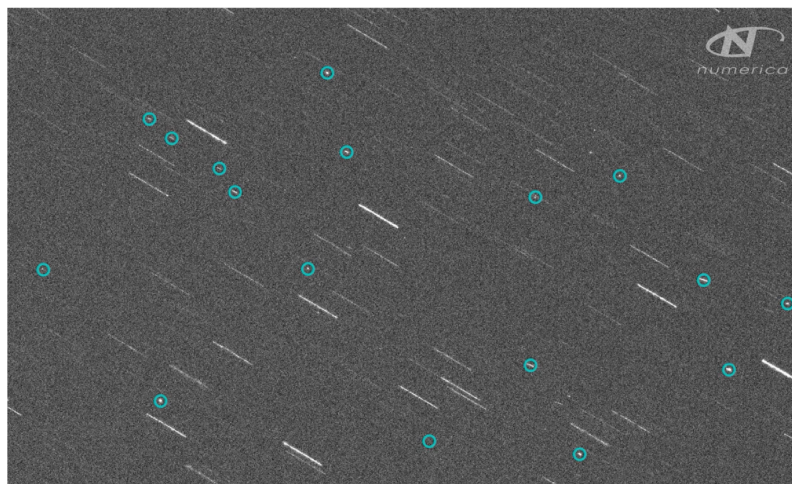


Figura 14. Nuvola di detriti del satellite Cosmos 1408 ripresi da una telescopio poco dopo l'impatto

CZ-6A [5]

- Tipo di spacecraft: secondo stadio del lanciatore cinese Long March 6A
- Data del breakup: 12 novembre 2022
- Motivo del breakup: esplosione accidentale
- Detriti catalogati: 788

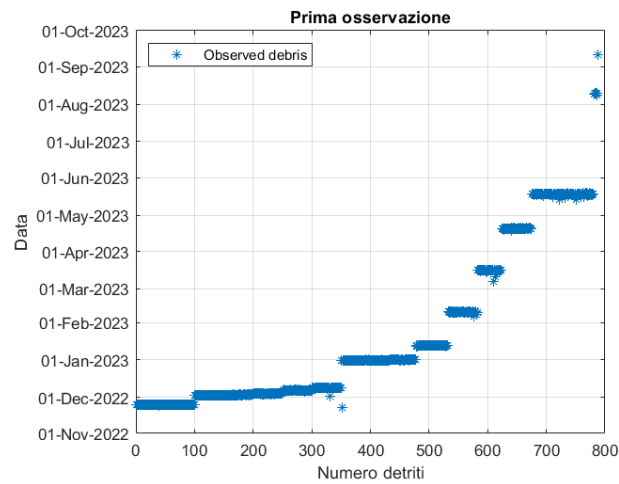


Figura 15. Prima osservazione di ogni detrito del CZ-6A

NOAA-17 [1]

- Tipo di spacecraft: satellite meteorologico americano
- Data del breakup: 10 marzo 2021
- Motivo del breakup: sconosciuto
- Detriti catalogati: 115

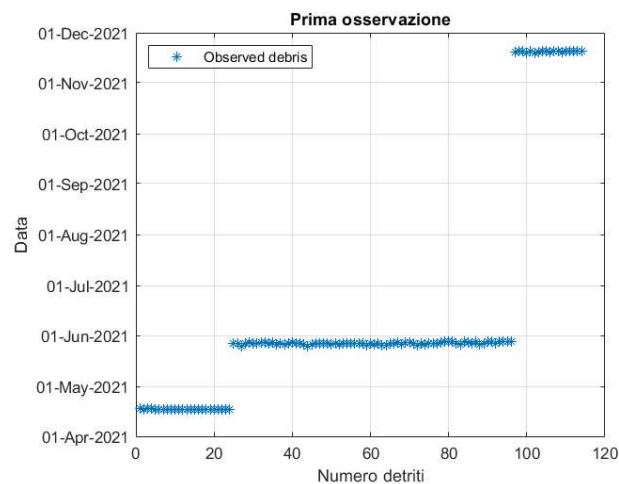


Figura 16. Prima osservazione di ogni detrito del NOAA 17

Cosmos 2499 [6]

- Tipo di spacecraft: satellite russo
- Data del breakup: 04 gennaio 2023
- Motivo del breakup: sconosciuto
- Detriti catalogati: 59

Cosmos 2143 [7]

- Tipo di spacecraft: satellite russo
- Data del breakup: 29 giugno 2023
- Motivo del breakup: esplosione dovuta all'aumento di pressione della batteria
- Detriti catalogati: 6 (al 19-03-2024)

3.2 Acquisizione dei dati

3.2.1 Two-Line Elements

Per ricavare i dati necessari per le simulazioni, sono state utilizzate le TLE. TLE è l'acronimo di Two-Line Element ed è un data format composto da due righe di informazioni contenenti i parametri orbitali di un oggetto in orbita terrestre in un determinato istante. Vengono principalmente utilizzate per prevedere l'orbita dei detriti spaziali e studiare il rischio di impatti ed effettuare manovre per evitarli.

Esiste un altro data format simile a questo chiamato Three-Line Element (3LE) che, al contrario del 2LE, come prima riga contiene il nome dello spacecraft e altri dati.

3.2.2 Formato TLE

Di seguito viene riportata l'ultima TLE registrata del Fengyun 1C prima della distruzione come esempio. Esistono due tipi di formati, riportati di seguito, quello 2LE è il più comunemente usato.

3LE

```
0 FENGYUN 1C
1 25730U 99025A 07010.91400754 -.00000150 +00000-0 -59123-4 0 9992
2 25730 098.6462 000.7849 0013479 269.9603 090.0028 14.11820243395328
```

2LE

```
1 25730U 99025A 07010.91400754 -.00000150 +00000-0 -59123-4 0 9992
2 25730 098.6462 000.7849 0013479 269.9603 090.0028 14.11820243395328
```

Line 1

1 25730U 99025A 07010.91400754 -.00000150 +00000-0 -59123-4 0 9992

Numero linea	1
NORAD ID	25730
Classificazione	U: unclassified
COSPAR ID (ultime due cifre dell'anno di lancio)	99
COSPAR ID (numero di lancio dell'anno)	025
COSPAR ID (codice porzione)	A
Epoch year (ultime due cifre dell'anno)	07
Epoch (giorno dell'anno e momento)	010.91400754
Derivata prima del moto medio	-.00000150
Derivata seconda del moto medio	+00000-0
B*: termine di drag	-59123-4
Efemeridi	0
Element set number	999
Checksum	2

Line 2

2 25730 098.6462 000.7849 0013479 269.9603 090.0028 14.11820243395328

Numero linea	2
NORAD ID	25730
Inclinazione	098.6462
Ascensione retta del nodo ascendente	000.7849
Eccentricità	0013479
Argomento di perigeo	269.9603
Anomalia vera	090.0028
Moto medio	14.11820243
Numero rivoluzione	39532
Checksum	8

3.2.3 Acquisizione TLE

I dati delle TLE sono stati scaricati dal sito internet space-track.org [16]. Per fare ciò è stato scritto un codice MATLAB che scaricasse tutte le TLE esistenti di un determinato oggetto o lista di oggetti e che trasformasse le informazioni in un elenco di parametri orbitali. Come output si ha una matrice contenente tutti i parametri orbitali di un detrito nel corso del tempo.

```
1 25730U 99025A 07010.91400754 -.00000150 +00000-0 -59123-4 0 9992
2 25730 098.6462 000.7849 0013479 269.9603 090.0028 14.11820243395328
1 25730U 99025A 07010.48878573 -.00000158 00000-0 -63504-4 0 9998
2 25730 098.6463 000.3748 0013479 270.9688 088.9924 14.11820258395268
1 25730U 99025A 07010.27617524 -.00000088 00000-0 -24935-4 0 9999
2 25730 098.6461 000.1701 0013427 271.6035 088.3608 14.11820725395239
1 25730U 99025A 07009.92182328 -.00000070 00000-0 -15317-4 0 9993
2 25730 098.6463 359.8285 0013468 272.4002 087.5599 14.11820788395183
1 25730U 99025A 07009.14225101 .00000076 00000-0 64969-4 0 9995
2 25730 098.6459 359.0771 0013510 274.8593 085.1033 14.11821521395070
1 25730U 99025A 07008.85877049 +.00000106 +00000-0 +81303-4 0 9991
2 25730 098.6458 358.8038 0013501 275.6058 084.3582 14.11821567395033
1 25730U 99025A 07007.86658739 -.00000036 00000-0 33823-5 0 9992
2 25730 098.6452 357.8470 0013548 278.6348 081.3235 14.11820504394897
1 25730U 99025A 07006.80353427 .00000192 00000-0 12824-3 0 9999
2 25730 098.6431 356.8226 0013635 282.3066 077.6538 14.11821350394746
1 25730U 99025A 07005.81135283 +.00000131 +00000-0 +95078-4 0 9993
2 25730 098.6431 355.8667 0013783 285.9355 074.0303 14.11820685394604
1 25730U 99025A 07004.81917058 -.00000081 +00000-0 -20944-4 0 9996
2 25730 098.6430 354.9106 0013796 288.8170 071.1506 14.11819359394465
1 25730U 99025A 07004.39394934 -.00000139 00000-0 -52941-4 0 9997
2 25730 098.6429 354.5008 0013781 289.7568 070.2137 14.11819200394404
1 25730U 99025A 07003.47263619 -.00000225 +00000-0 -99864-4 0 9991
2 25730 098.6431 353.6130 0013831 292.6644 067.3077 14.11818931394272
1 25730U 99025A 07002.97654409 -.00000253 00000-0 -11568-3 0 9991
2 25730 098.6431 353.1350 0013861 294.2847 065.6868 14.11818963394204
1 25730U 99025A 07002.76393325 -.00000188 +00000-0 -79631-4 0 9998
2 25730 098.6432 352.9301 0013880 294.9294 065.0432 14.11819306394171
1 25730U 99025A 07001.91349032 -.00000168 +00000-0 -68922-4 0 9999
2 25730 098.6431 352.1103 0013959 297.7010 062.2743 14.11819702394057
1 25730U 99025A 07001.91349032 -.00000168 00000-0 -68922-4 0 9999
2 25730 098.6431 352.1103 0013959 297.7010 062.2743 14.1181970239405
```

Figura 17. Ultime TLE registrate del Fengyun 1C prima del test ASAT dal 1 gennaio 2007 al 10 gennaio 2007 [16]

Dal sito space-track.org è possibile scaricare i dati delle TLE secondo un intervallo di tempo richiesto, in questo caso sono riportati i dati dei dieci giorni antecedenti la distruzione del Fengyun 1C, avvenuta l'11 gennaio 2007. Si nota che è presente

almeno una TLE al giorno, in alcuni casi anche tre; non sempre si verifica questa situazione, che permette un monitoraggio molto accurato, e possono passare alcuni giorni tra una TLE e la successiva.

3.3 Diagramma di Gabbard

Uno degli obiettivi di questo lavoro è quello di ottenere il diagramma di Gabbard per ogni evento analizzato. Sviluppato da John Gabbard, impiegato del NORAD, questo diagramma serve per analizzare gli eventi di breakup mostrandone la dispersione dei detriti; viene infatti costruito plottando sull'asse-x il periodo orbitale di ogni detrito, e sull'asse-y l'altitudine di perigeo e apogeo. Solitamente ha un andamento caratteristico con un gran numero di detriti concentrati attorno all'altitudine dove è avvenuta la frammentazione.

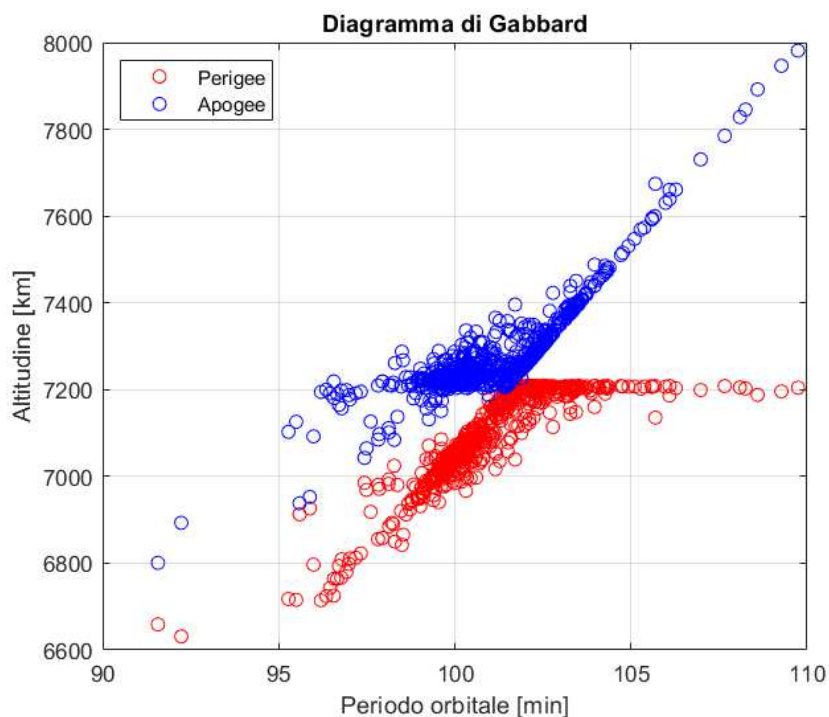


Figura 18. Diagramma di Gabbard del'upper stage del razzo cinese CZ-6A

In questa tesi, l'apogeo è sempre riferito in blu mentre il perigeo in rosso. L'altitudine in km è riferita a partire dal centro della Terra.

3.3.1 Diagrammi trovati

Fengyun 1C

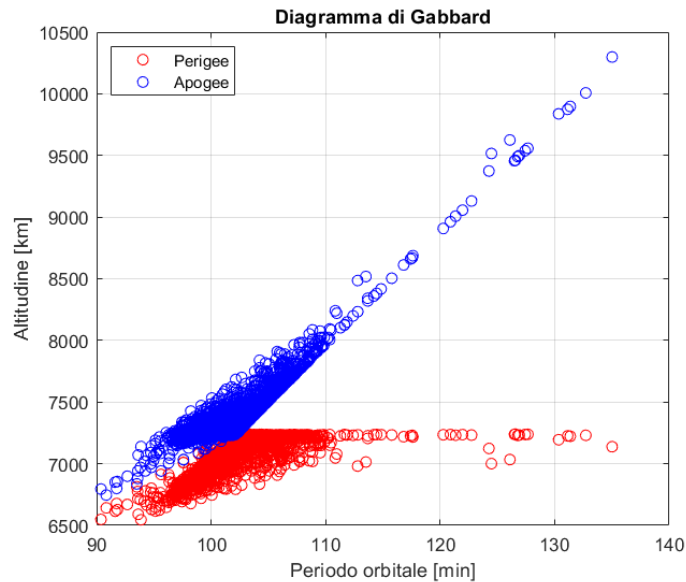


Figura 19. Diagramma di Gabbard del satellite Fengyun 1C

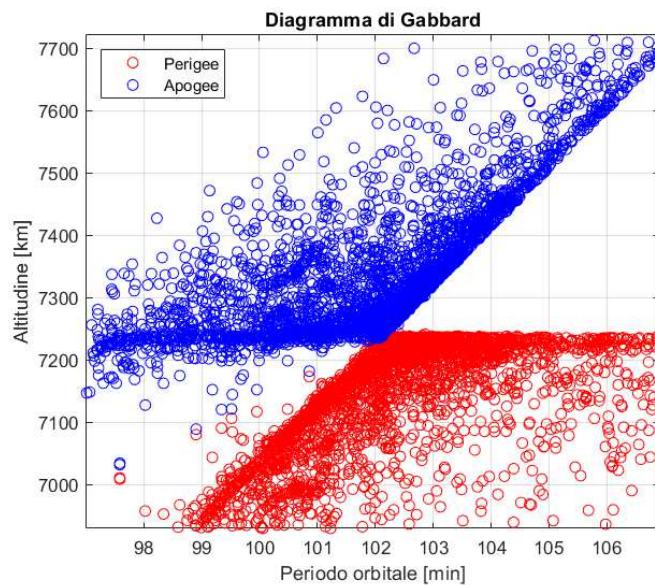


Figura 20. Dettaglio ingrandito del diagramma

Da questo diagramma è possibile notare la caratteristica forma a farfalla con la maggior parte dei detriti concentrati attorno all'altitudine di apogeo e perigee iniziale, ma con altri detriti con apogeo molto maggiore.

Cosmos 2251

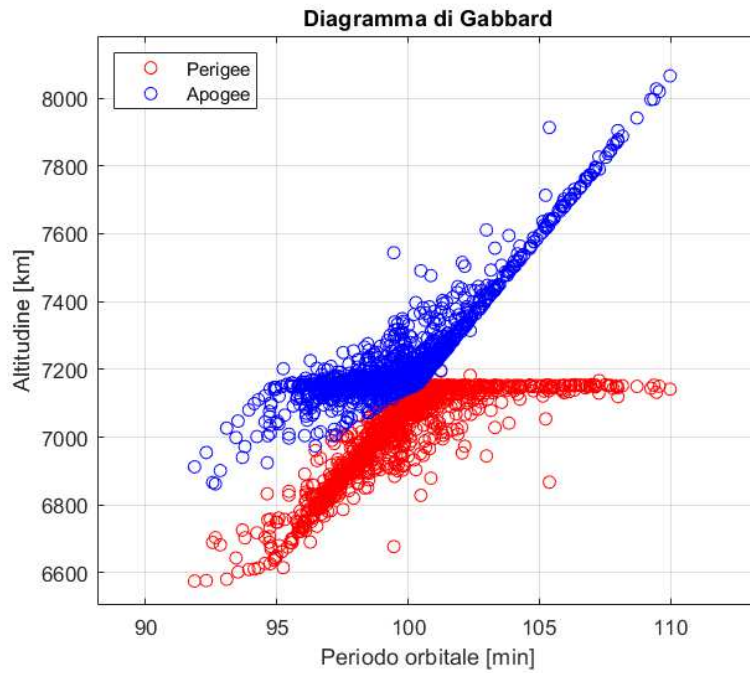


Figura 21. Diagramma di Gabbard del satellite Cosmos 2251

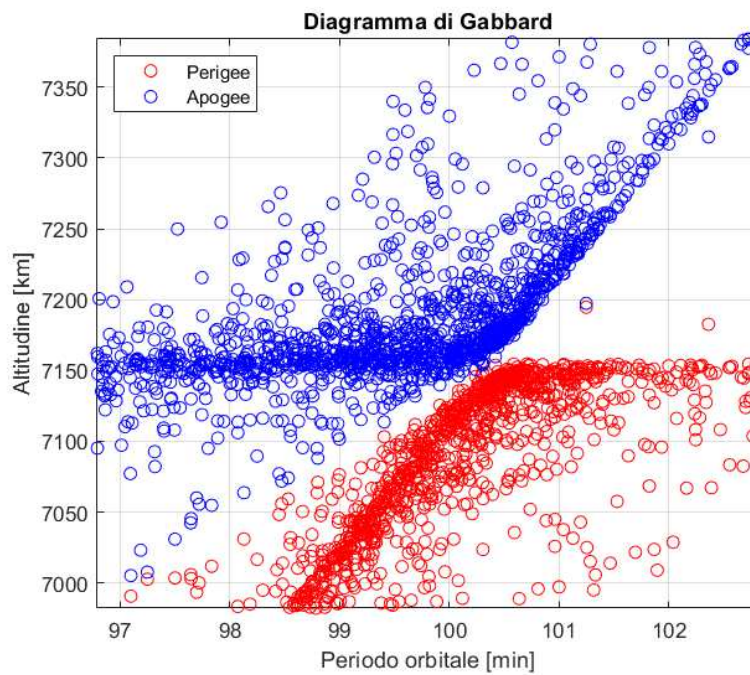


Figura 22. Dettaglio del diagramma

Iridium 33

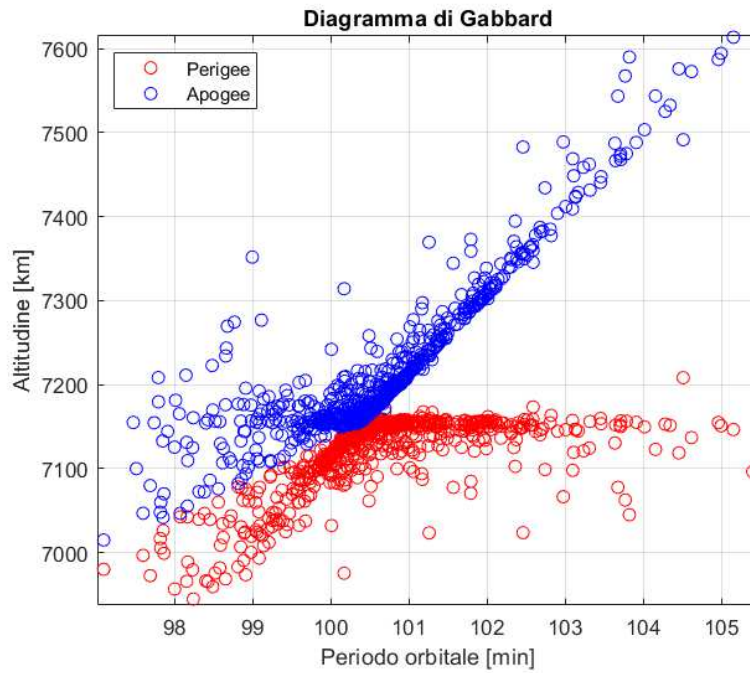


Figura 23. Diagramma di Gabbard del satellite Iridium 33

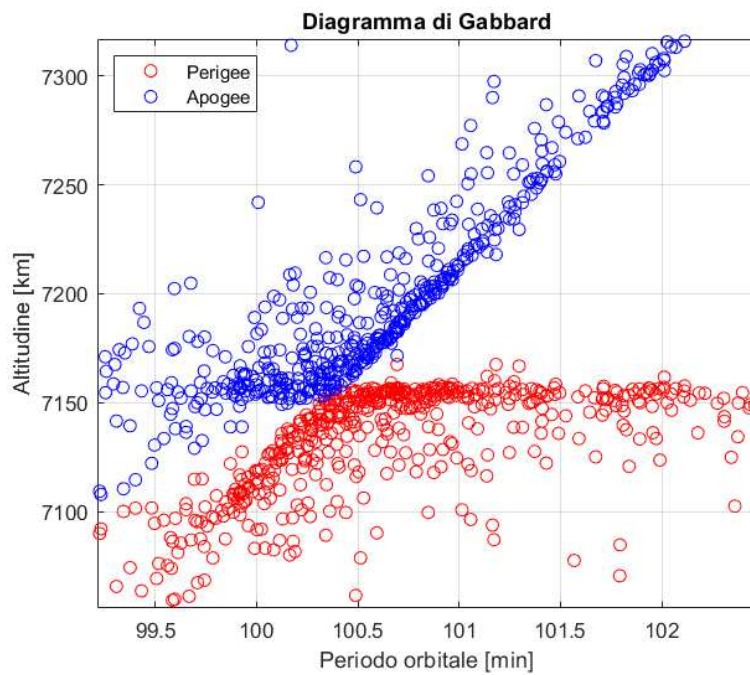


Figura 24. Dettaglio del diagramma

La forma dei diagrammi nel caso del Cosmos 2251 e Iridium 33 è molto simile, con unica differenza la quantità di detriti generati da ogni satellite.

Cosmos 1408

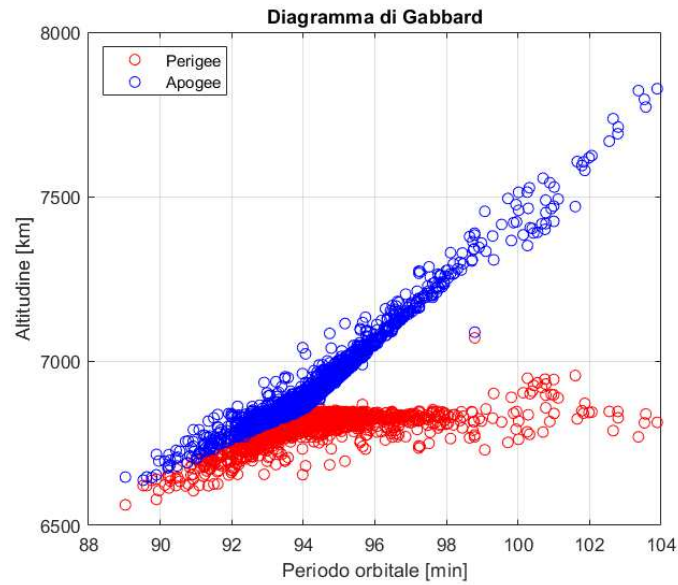


Figura 25. Diagramma di Gabbard del satellite Cosmos 1408

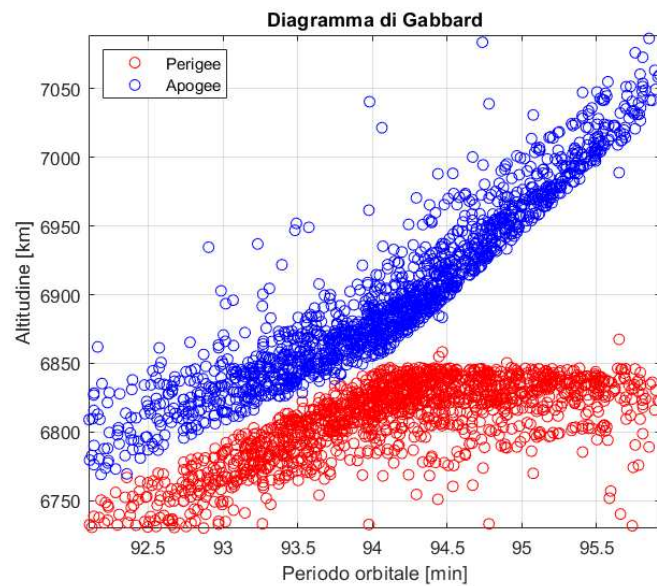


Figura 26. Dettaglio del diagramma

Qui il diagramma presenta un andamento leggermente diverso rispetto ai precedenti eventi, le orbite con periodo orbitale inferiore a quello iniziale sembrano essere infatti meno ellittiche rispetto agli altri casi. Il motivo di ciò potrebbe essere dato dal drag atmosferico, che a questa altitudine, più bassa degli altri eventi valutati, risulta essere di maggiore intensità. Il moto dei detriti potrebbe essere stato influenzato dall'attrito, che ne ha modificato l'orbita abbassando l'apogeo e rendendo l'orbita più circolare. [18].

CZ-6A

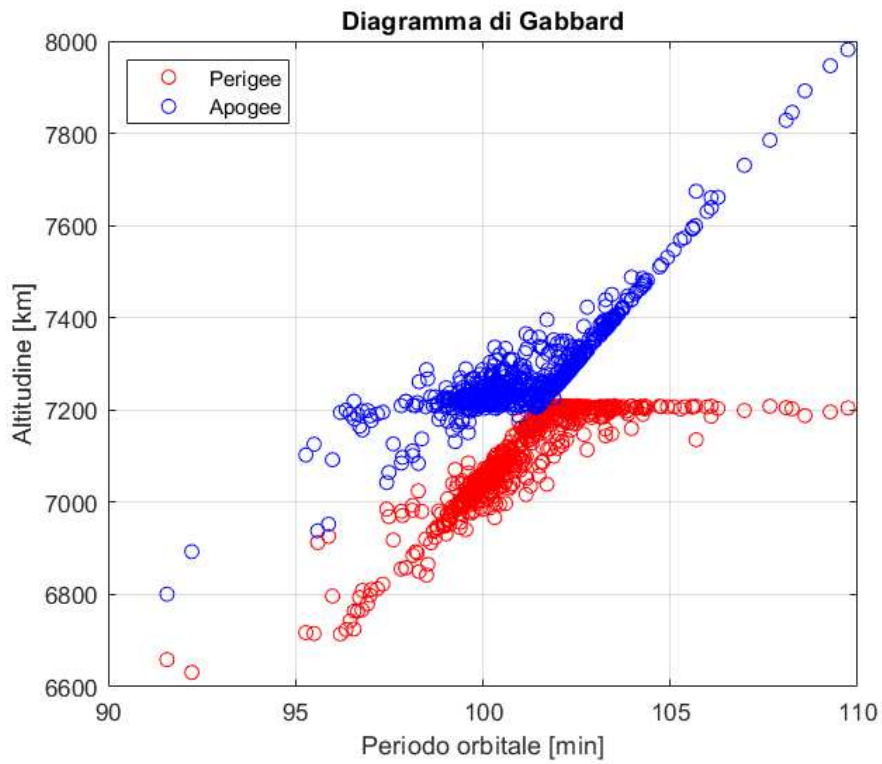


Figura 27. Diagramma di Gabbard del satellitare CZ-6A

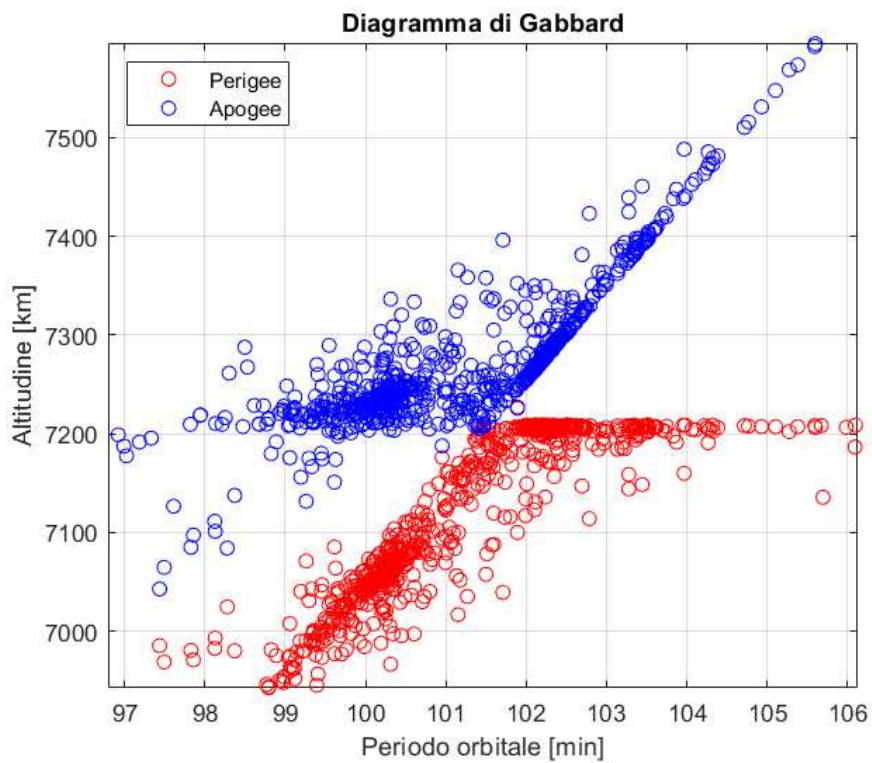


Figura 28. Dettaglio del diagramma

NOAA 17

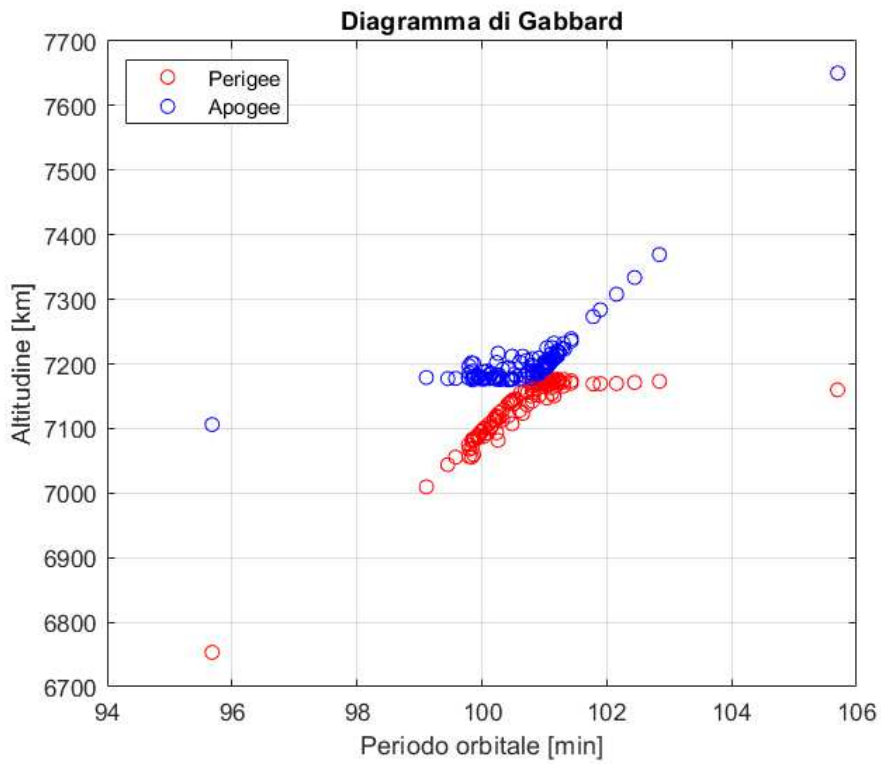


Figura 29. Diagramma di Gabbard del satellite NOAA 17

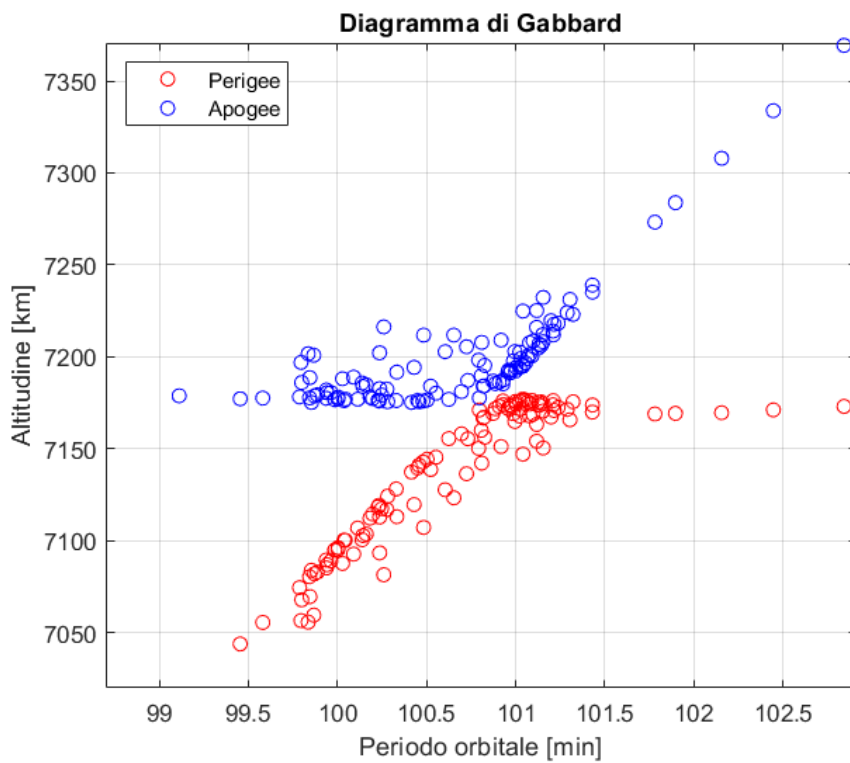
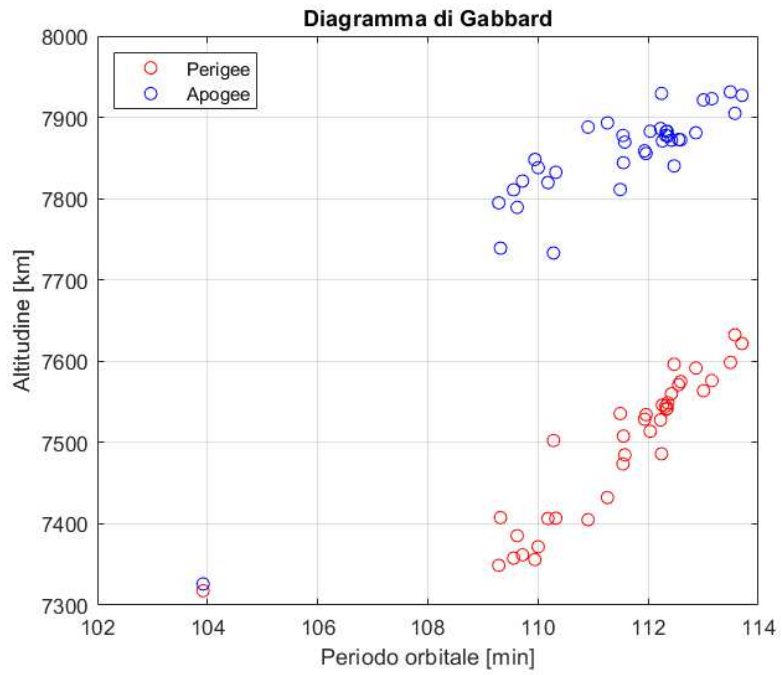


Figura 30. Dettaglio del diagramma

Cosmos 2499



Gli ultimi due eventi inseriti, Cosmos 2499 e Cosmos 2143, presentano un numero di frammenti molto inferiore rispetto agli altri analizzati e quindi il loro grafico risulta scarso e incompleto. La presenza di pochi frammenti è dovuta anche al fatto che si tratta di eventi molto recenti, avvenuti rispettivamente il 4 gennaio 2023 e il 29 giugno 2023, e quindi i frammenti finora osservati sono molto pochi. È possibile che in futuro vengano avvistati nuovi frammenti provenienti dal breakup di questi satelliti e quindi il loro diagramma di Gabbard diventi più ricco.

4 Distribuzione del ΔV

Uno dei risultati necessari per sviluppare un modello matematico della distribuzione dei frammenti di un breakup, è la distribuzione del delta velocità dei singoli detriti generati da un evento. Per fare questo si deve quindi calcolare il ΔV dei detriti considerando i dati orbitali degli oggetti prima e dopo la frammentazione dello spacecraft.

Si può ipotizzare che, dal punto di vista della dinamica orbitale dei detriti, un evento di frammentazione sia paragonabile a una manovra impulsiva per la breve durata dello stesso. Il ΔV è stato quindi ricavato utilizzando la formula del ΔV di una manovra di cambio di piano orbitale

$$\Delta V = \sqrt{(v_{r2} - v_{r1})^2 + v_{\perp 2}^2 + v_{\perp 1}^2 - 2v_{\perp 1}v_{\perp 2}\cos\Delta i} \quad (4.1)$$

- $v_r = \frac{\mu}{h}e \sin \Theta$ = componente radiale della velocità orbitale [km/s]
- $v_{\perp} = \frac{h}{r}$ = componente trasversale della velocità orbitale [km/s]
- i = inclinazione [deg]
- $\mu = 398600$ = costante gravitazionale terrestre [km^3/s^2]
- h = momento angolare [kgm^2/s]
- e = eccentricità
- Θ = anomalia vera [deg]
- r = raggio dell'orbita [km]

Come dati iniziali si considerano i parametri dell'ultima TLE del corpo intatto prima dell'esplosione o collisione, mentre per quelli finali i parametri della prima TLE di tutti i detriti generati. Nel caso dei detriti sono stati utilizzati i dati della matrice

creata a seguito dell'acquisizione dei dati dal sito space-track.org ed è stato fatto uno script in MATLAB che estraesse i risultati della prima TLE. Con questi dati è stato possibile dunque calcolare le velocità radiali e trasversali ed infine il ΔV .

In questo lavoro si prendono in considerazione tutti i detriti catalogati per ogni evento analizzato indipendentemente dalla data della loro prima osservazione, nonostante la qualità dei risultati cali all'aumentare del tempo dalla data di frammentazione. Infatti se la prima osservazione (e quindi la prima TLE) avviene a poca distanza dall'evento, è possibile trovare la velocità orbitale del detrito più vicina all'evento e quindi un ΔV che si avvicina maggiormente a quello effettivo. Nel caso dei detriti osservati dopo molto tempo, la loro velocità orbitale è influenzata da disturbi dati da perturbazioni e drag atmosferico e il ΔV che ne risulta è meno fedele a quello reale.

4.1 Grafici della distribuzione lineare del ΔV

Di seguito vengono riportati i grafici della distribuzione lineare dei ΔV per i casi analizzati.

Fengyun 1C

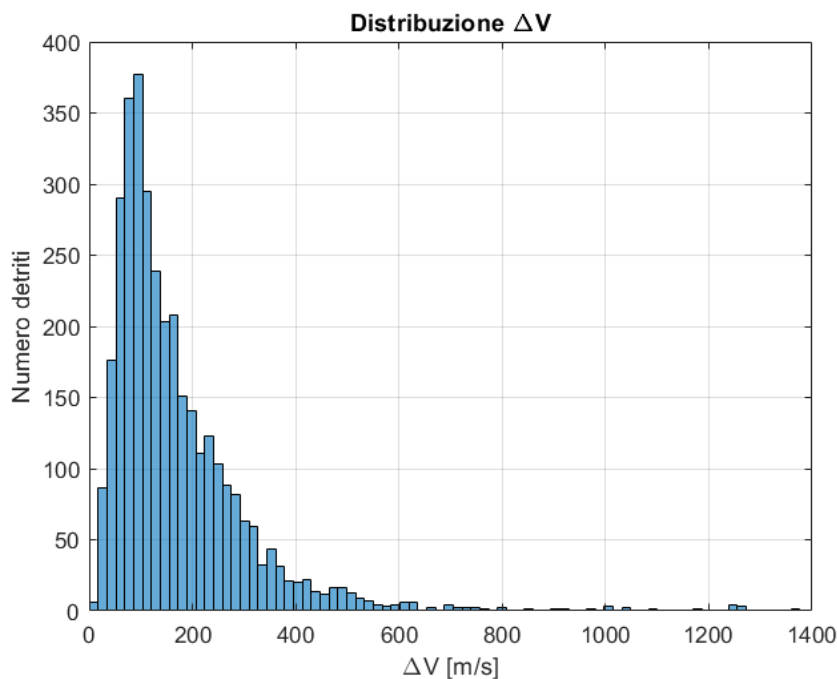


Figura 33. Distribuzione lineare del ΔV dello spacecraft Fengyun 1C

Cosmos 2251

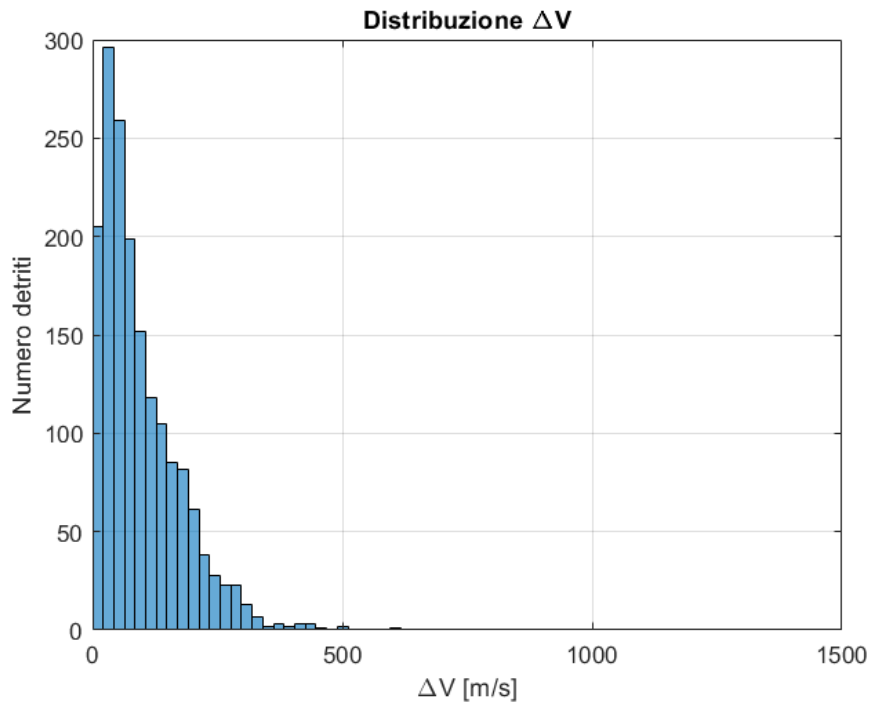


Figura 34. Distribuzione lineare del ΔV del satellite Cosmos 2251

Iridium 33

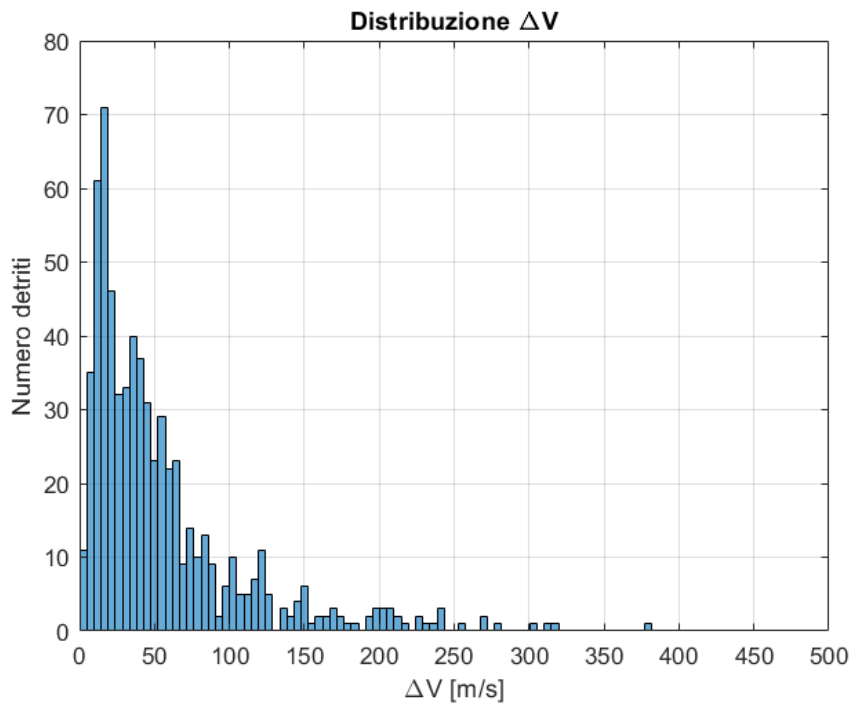


Figura 35. Distribuzione lineare del ΔV del satellite Iridium 33

Cosmos 1408

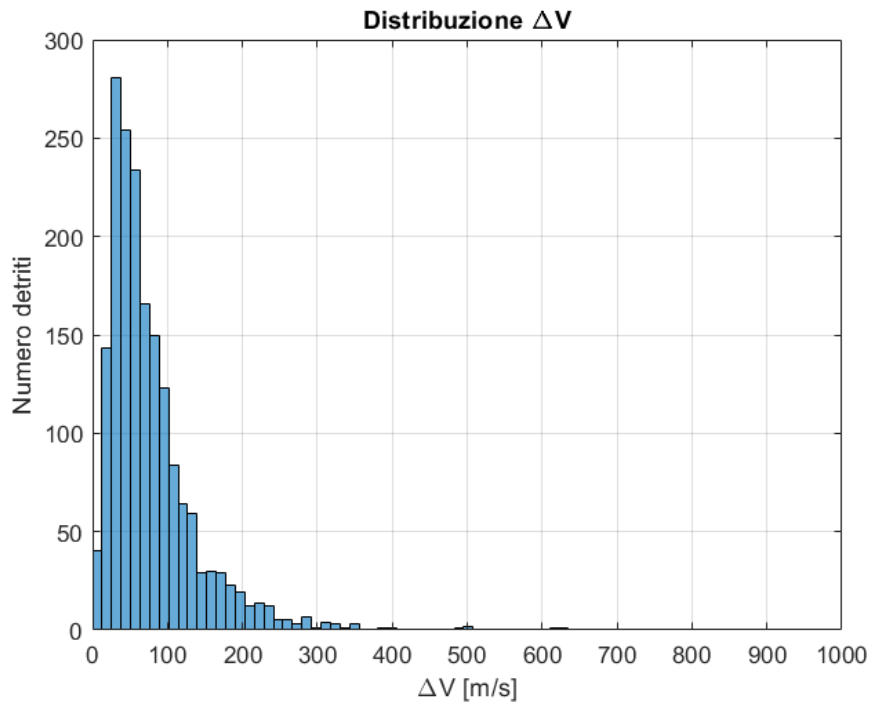


Figura 36. Distribuzione lineare del ΔV del satellite Cosmos 1408

CZ-6A

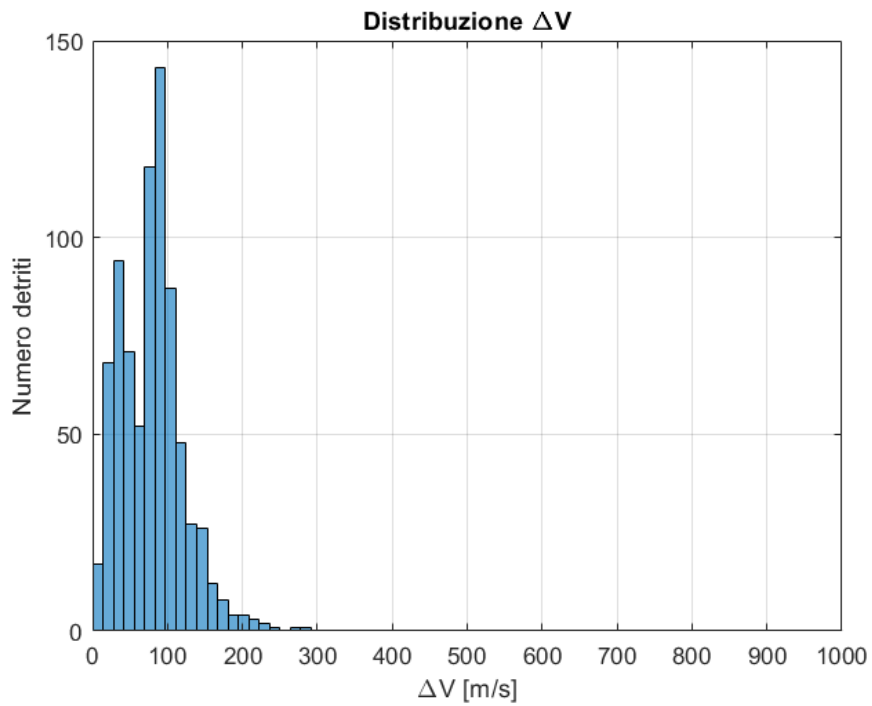


Figura 37. Distribuzione lineare del ΔV del secondo stadio del razzo CZ-6A

NOAA 17

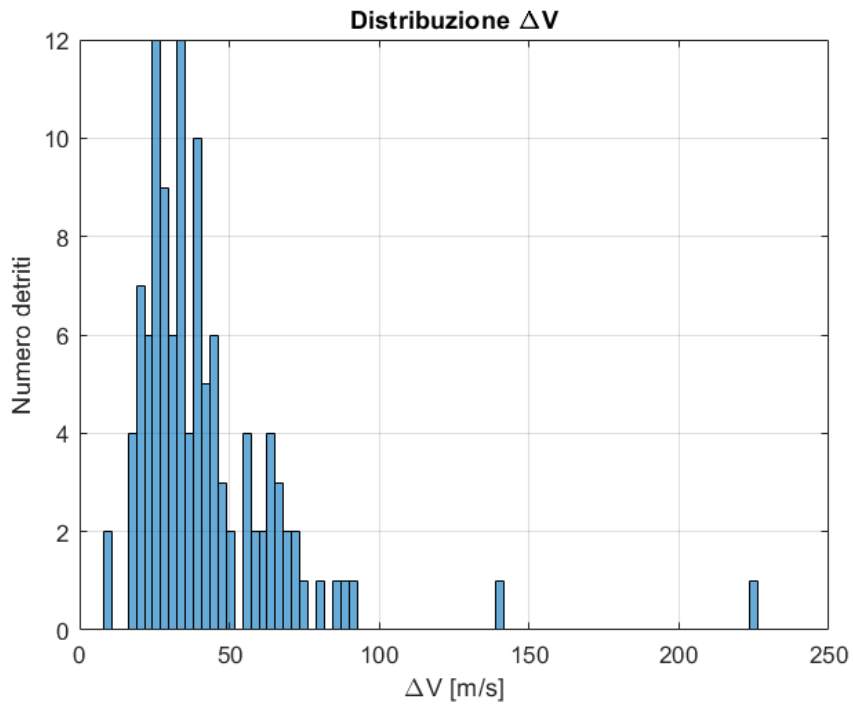


Figura 38. Distribuzione lineare del ΔV del satellite NOAA 17

Cosmos 2499

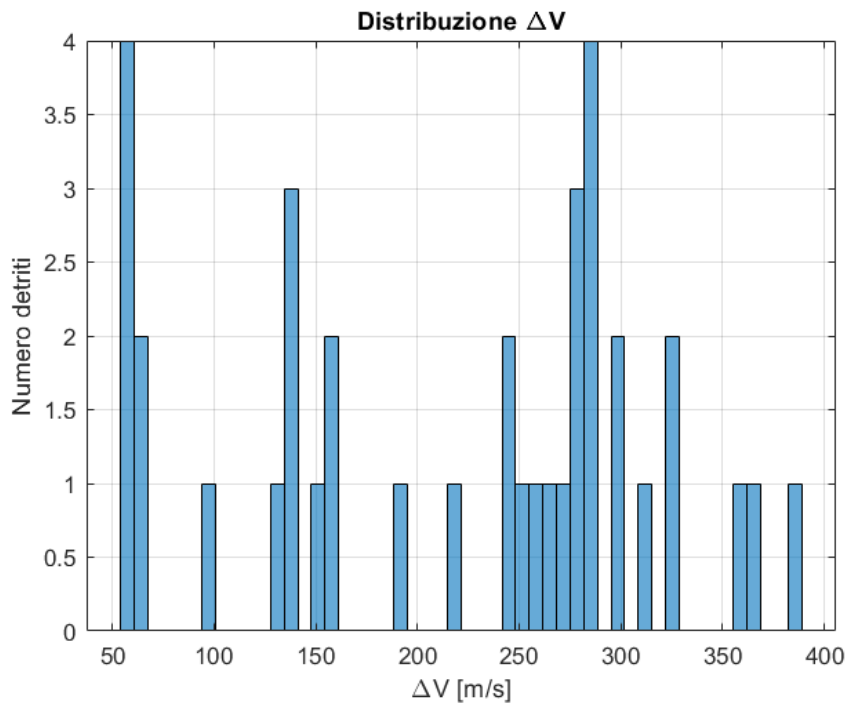


Figura 39. Distribuzione lineare del ΔV del satellite Cosmos 2499

Cosmos 2143

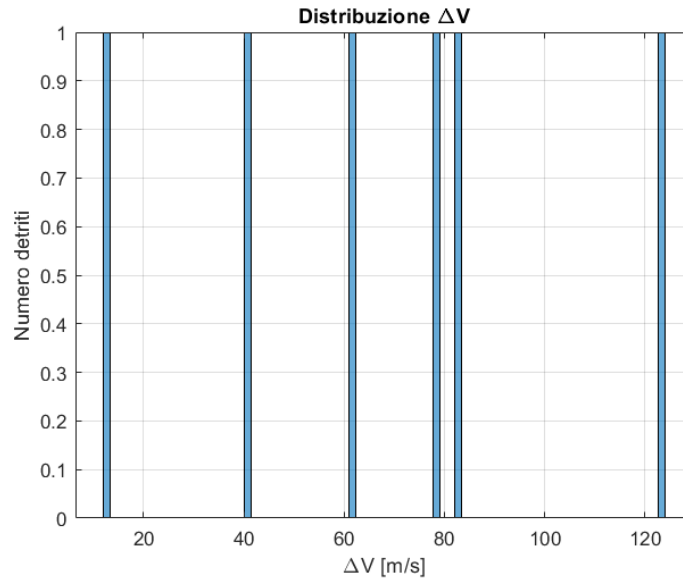


Figura 40. Distribuzione lineare del ΔV del satellite Cosmos 2143

Si sottolinea che gli ultimi due eventi analizzati forniscono dei grafici poco attendibili a causa dei pochi detriti generati.

4.2 Analisi delle distribuzioni

Come riportato in sezione 2.4 Le funzioni che descrivono la distribuzione del ΔV secondo lo Standard Breakup Model della NASA sono le seguenti:

$$D_{\Delta V}^{EXP}(\chi, \nu) = N(\mu^{EXP}(\chi), \sigma^{EXP}(\chi), \nu) \quad (4.2)$$

- $\chi = \log_{10}(A/M)$
- $\nu = \log_{10}(\Delta V)$
- $\mu^{EXP} = \text{media} = 0.2\chi + 1.85$
- $\sigma^{EXP} = \text{deviazione standard} = 0.4$

$$D_{\Delta V}^{COLL}(\chi, \nu) = N(\mu^{COLL}(\chi), \sigma^{COLL}(\chi), \nu) \quad (4.3)$$

- $\mu^{COLL} = \text{media} = 0.9\chi + 2.9$
- $\sigma^{COLL} = \text{deviazione standard} = 0.4$

Le funzioni scritte contengono i parametri μ (media) e σ (deviazione standard) che caratterizzano la curva gaussiana della distribuzione.

Per analizzare le distribuzioni trovate è necessario studiare la media e la distribuzione standard delle curve trovate.

- **Media μ** : indica il valore assunto dalla variabile (ΔV in questo caso) nel mezzo della distribuzione. Il suo valore determina la posizione della campana nell'asse delle ascisse che sarà simmetrica rispetto alla retta $x = \mu$ (**Fig.41**). Viene definita come:

$$\mu = \int_{-\infty}^{\infty} x \cdot p(x) dx \quad (4.4)$$

dove $p(x)$ è la funzione di densità o funzione distribuzione di probabilità.

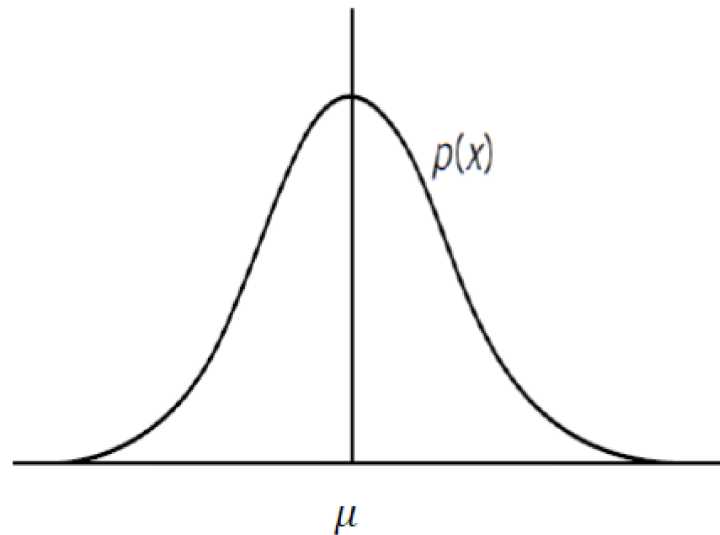


Figura 41. Esempio di media di una distribuzione

- **Deviazione Standard σ** : detta anche scarto quadratico medio, è una misura di dispersione che indica quanto i valori di una variabile si discostano dalla media μ (**Fig.42**). Matematicamente viene definita la varianza σ^2 ovvero la media dei quadrati delle differenze tra ciascun valore e la media μ ; la deviazione standard è la radice quadrata della varianza:

$$\sigma = \sqrt{\int_{-\infty}^{\infty} (x - \mu)^2 \cdot p(x) dx} \quad (4.5)$$

Dal punto di vista grafico, maggiore è σ e minore sarà l'altezza della campana.

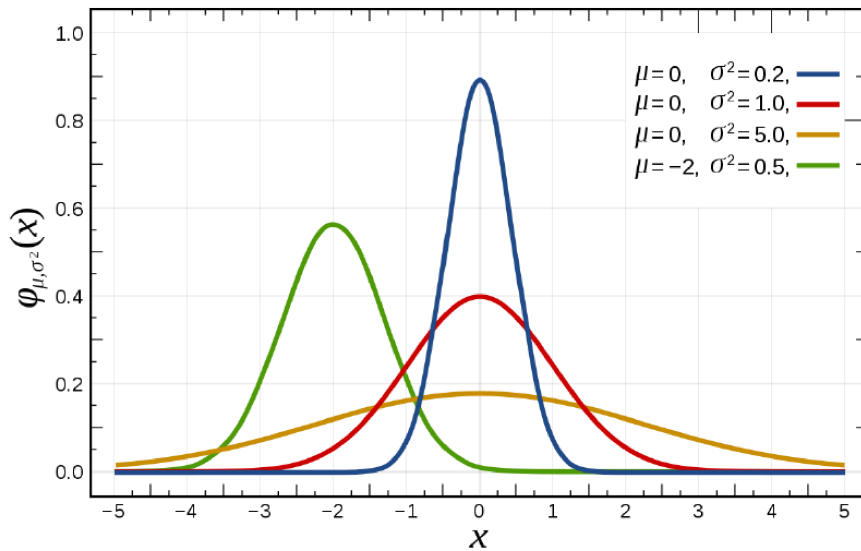


Figura 42. Esempio di curve con diversa media e diversa deviazione standard

In questo contesto le distribuzioni lineari sopra riportate sono state normalizzate ponendo la variabile delta V in \log_{10} . La distribuzione normale può essere descritta da una campana di Gauss dalla quale si possono facilmente estrarre i valori di media e deviazione standard.

Vengono quindi riportati i valori di μ e σ per ogni evento studiato, rispettando la suddivisione in esplosioni e collisioni definito dal modello NASA SBM.

4.2.1 Collisioni

Vengono presi in considerazione gli eventi dovuti ad scontri tra satelliti e quelli dovuti ai test anti-satellite.

Fengyun 1C

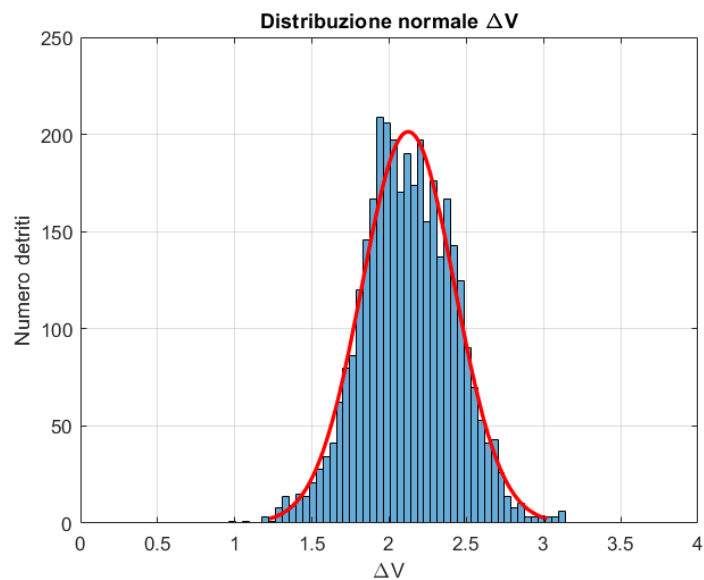


Figura 43. Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del Fengyun 1C

Cosmos 2251

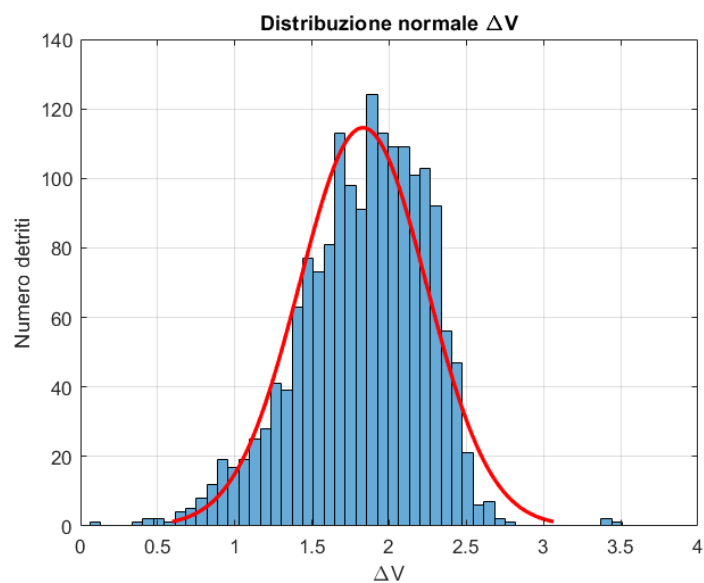


Figura 44. Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del Cosmos 2251

Iridium 33

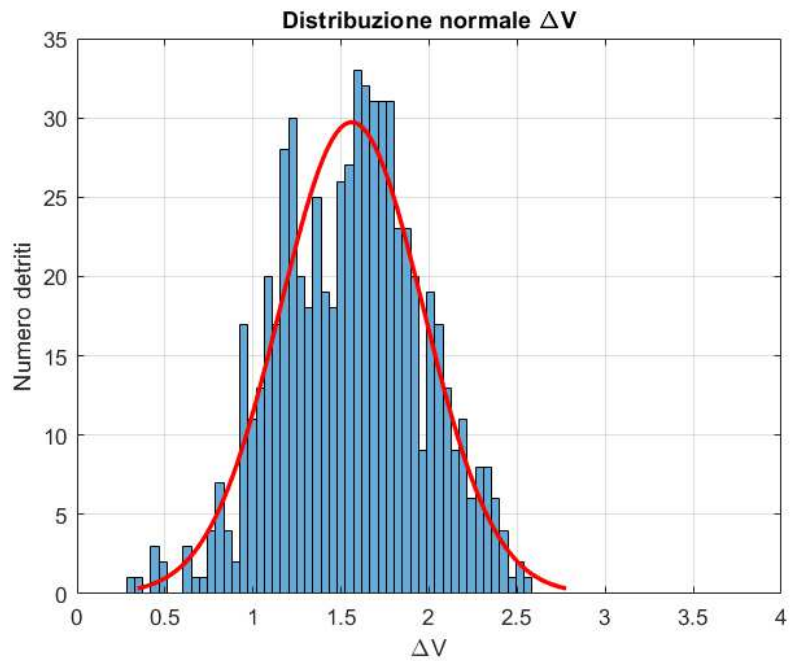


Figura 45. Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del satellite Iridium 33

Cosmos 1408

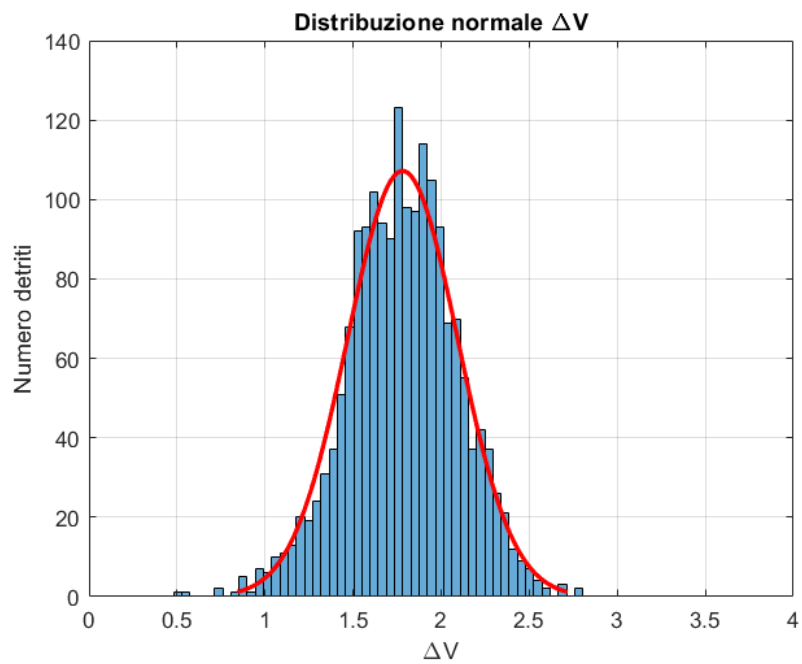


Figura 46. Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del satellite Cosmos 1408

	Media μ	Deviazione Standard σ	Numero detriti
Fengyun 1C	2.123	0.299	3475
Cosmos 2251	1.829	0.412	1714
Iridium 33	1.56	0.406	656
Cosmos 1408	1.781	0.312	1806

4.2.2 Esplosioni

In questo caso sono presi in considerazione un evento dovuto sicuramente ad un'esplosione (Cosmos 2143) e due eventi causati da sospette esplosioni. La ricerca di altre esplosioni è risultata più difficile rispetto alle collisioni.

Per la sua peculiarità, il caso del CZ-6A viene presentato a parte nella sezione a seguire.

NOAA 17

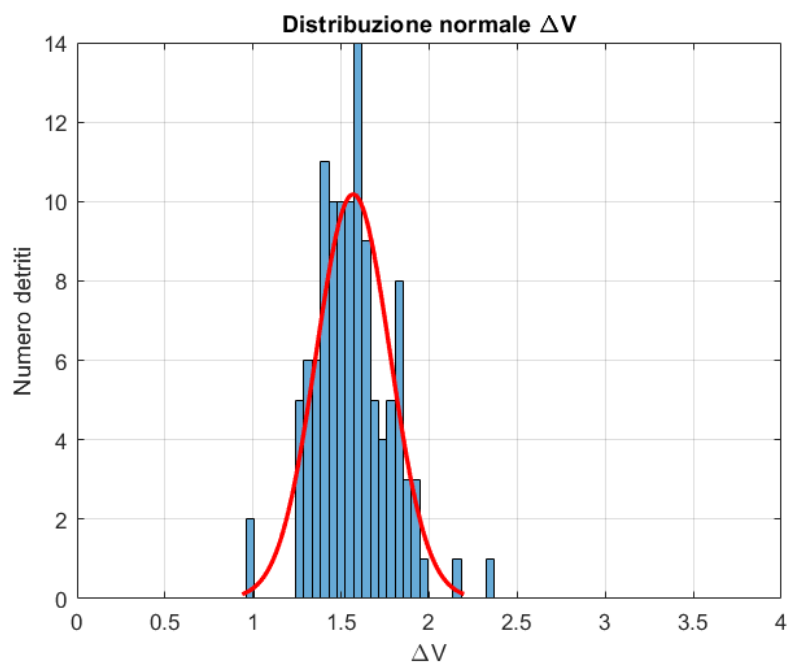


Figura 47. Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del satellite NOAA 17

Cosmos 2499

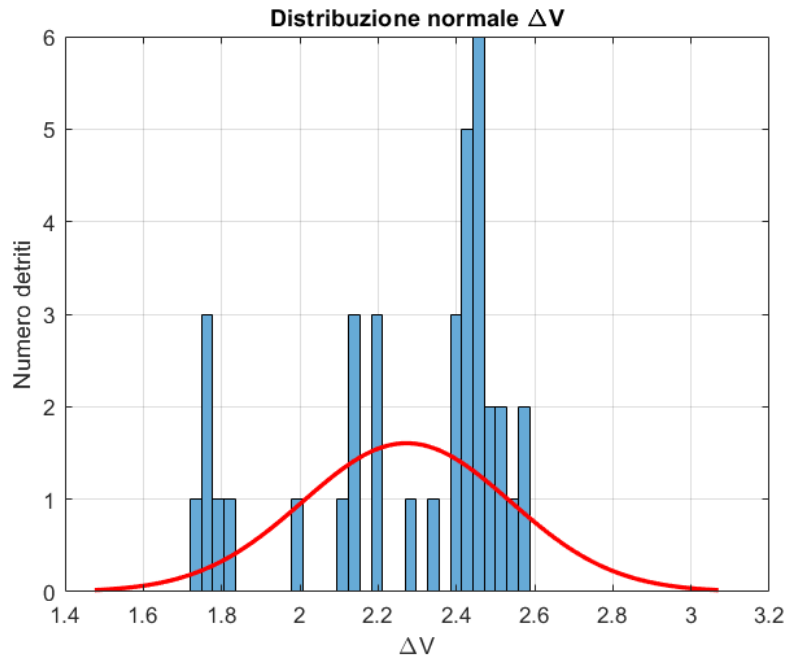


Figura 48. Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del satellite Cosmos 2499

Cosmos 2143

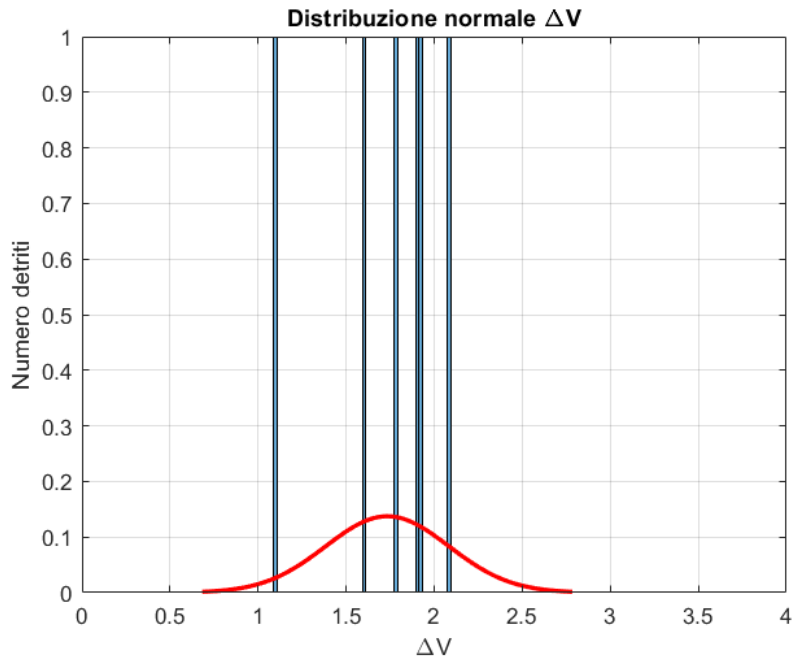


Figura 49. Gaussiana che descrive l'andamento della distribuzione normale del satellite Cosmos 2143

	Media μ	Deviazione Standard σ	Numero detriti
NOAA 17	1.568	0.209	115
Cosmos 2499*	2.272	0.265	59
Cosmos 2143*	1.733	0.35	6

*risultati poco affidabili per il limitato numero di detriti

4.2.3 Il caso CZ-6A

L'esplosione del secondo stadio del razzo cinese CZ-6A viene analizzato a parte, in quanto presenta dei risultati interessanti e differenti rispetto agli altri fenomeni studiati.

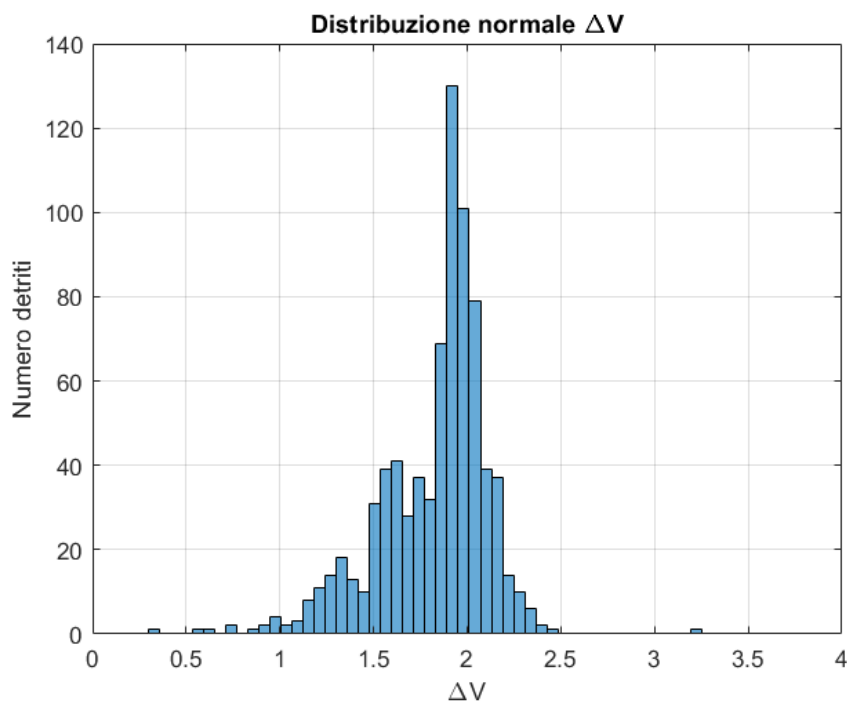


Figura 50. Andamento della distribuzione normale

In questo caso la distribuzione normalizzata presenta un andamento con almeno due picchi principali che suggeriscono l'esistenza di due diverse distribuzioni. La descrizione di tale distribuzione tramite una sola curva risulta incompleta.

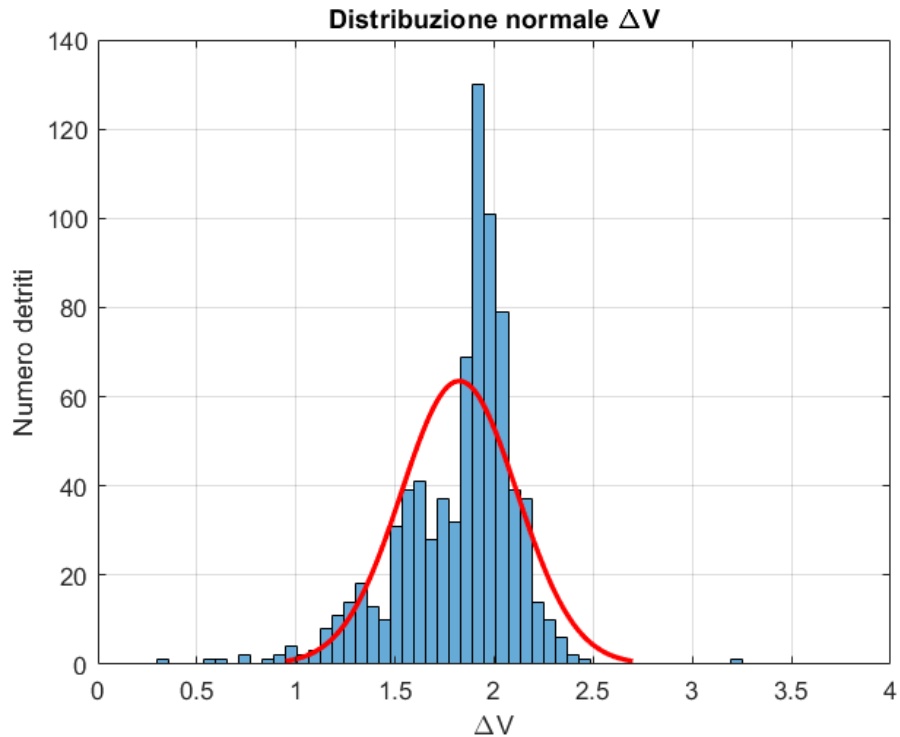


Figura 51. Distribuzione normale descritta da una sola curva gaussiana

I parametri che descrivono questa curva sono

- Media μ : 1.823
- Deviazione Standard σ : 0.292

La descrizione tramite due curve distinte divide la distribuzione in due modelli studiati separatamente. Per ognuno viene fornita la gaussiana e i parametri caratteristici di tale curva.

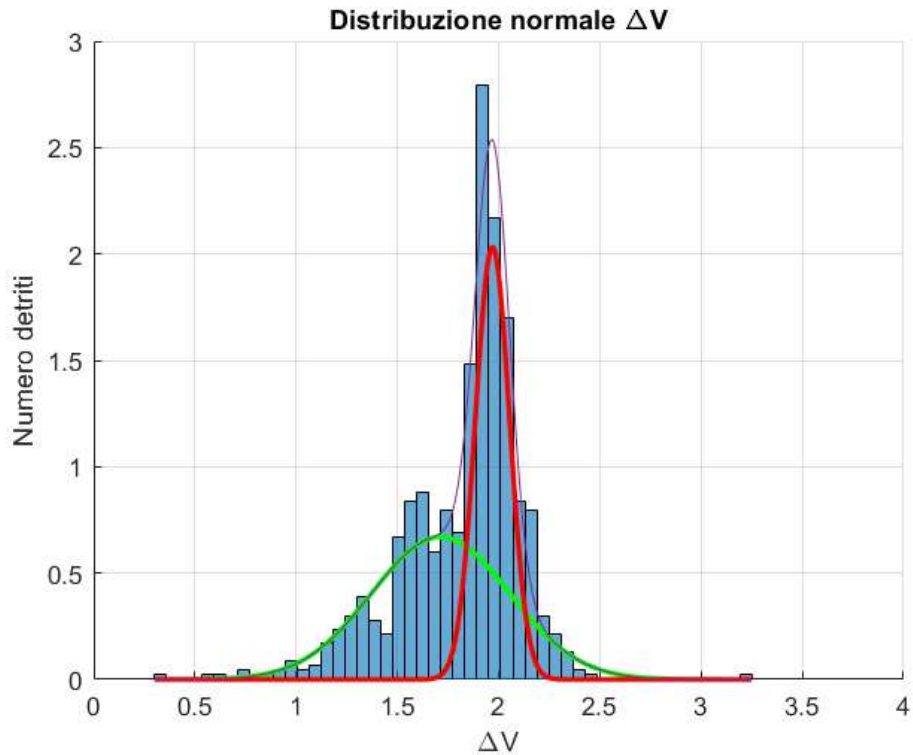


Figura 52. Gaussianhe che descrivono l'andamento della distribuzione normale del secondo stadio del razzo CZ-6A

	Media μ	Deviazione Standard σ	Quantità di detriti
Curva verde	1.71	0.34	57%
Curva rossa	1.97	0.08	43%

Le curve trovate risultano molto differenti; una ha una media leggermente maggiore e una deviazione molto piccola, che la fa apparire molto stretta, l'altra invece, sia per forma che per valori di μ e σ , è più simile ad altre curve viste in precedenza.

5 Analisi dei risultati

5.1 Collisioni

Il compito finale di questo lavoro è quello di trovare una correlazione che leghi i μ e i σ degli eventi analizzati. In particolare si analizza il variare dei due parametri al variare del rapporto tra EMR (Energy-to-mass ratio) e A_t/A_p (Area target/Area proiettile).

	μ	σ	EMR [J/g]	A_t/A_p	Numero detriti
Fengyun 1C	2.123	0.299	$3.01 \cdot 10^7$	12	3475
Cosmos 2251	1.829	0.412	$4.16 \cdot 10^7$	1	1714
Iridium 33	1.56	0.406	$1.09 \cdot 10^8$	1	656
Cosmos 1408	1.781	0.312	$9.07 \cdot 10^5$	14.7	1806

Il parametro A_t/A_p del Fengyun 1C è stato stimato considerando un'area del proiettile (in questo caso un missile) uguale a quella del caso del Cosmos 1408, non avendo trovato informazioni a riguardo.

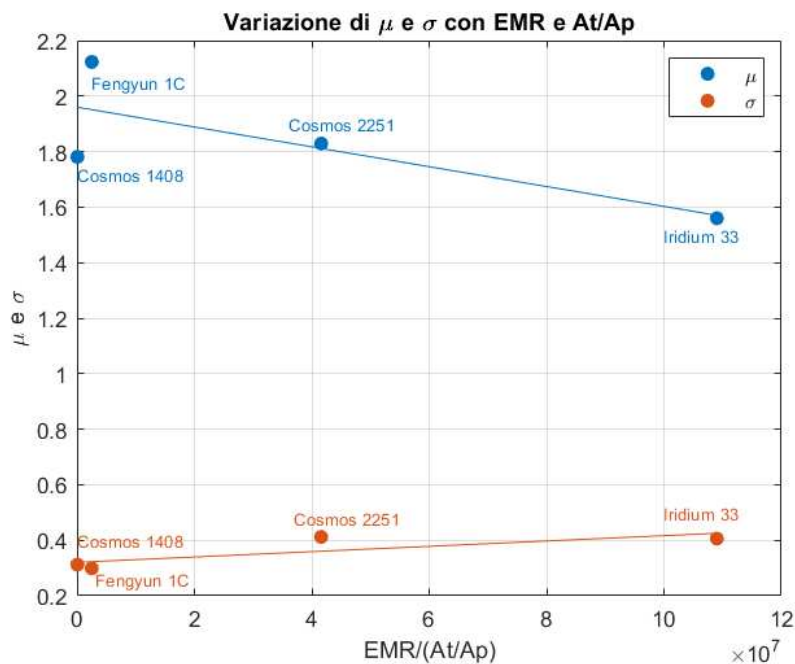


Figura 53. Confronto dell'andamento di μ e σ al variare di $\frac{EMR}{A_t/A_p}$ senza considerare il glancing impact

La collisione avvenuta tra Cosmos 2251 e Iridium 33 è da considerarsi un glancing impact, ovvero un impatto nel quale solo una parte delle masse di entrambi i corpi è direttamente coinvolta, come ad esempio un impatto su un'appendice del satellite [14]. Si è ipotizzato che proprio l'Iridium 33 sia stato colpito con una certa inclinazione ad uno dei pannelli solari. Per questo motivo il suo parametro $EMR/(A_t/A_p)$ è da moltiplicare per un fattore di scala pari a $k = 1/3$.

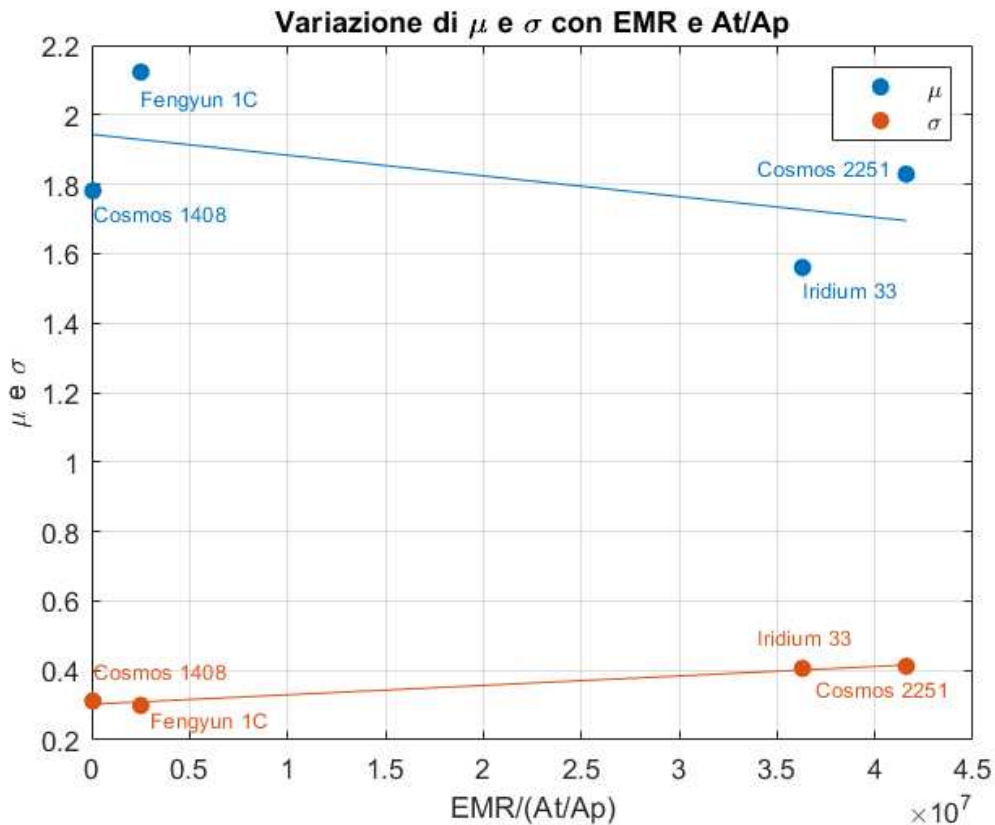


Figura 54. Confronto dell'andamento di μ e σ al variare di $\frac{EMR}{A_t/A_p} k$

Dai risultati trovati in questo grafico, mostrato in **Fig.54**, si può dire che effettivamente σ è funzione dei parametri considerati

$$\sigma = f(EMR, A_t/A_p, k)$$

ed è rappresentato dalla retta con equazione

$$\sigma = 3 \cdot 10^{-9} \frac{EMR}{A_t/A_p} + 0.3026 \quad (5.1)$$

L'aver trovato una funzione che esprima σ in funzione di altri parametri rappresenta un buon passo avanti ed un miglioramento rispetto a quanto espresso dal NASA SBM in cui σ è sempre definito dal valore costante di 0.4.

Per quanto riguarda μ si è trovato che non può essere descritto da una funzione di $EMR, A_t / A_p, k$. La retta, tuttavia, si mantiene su un valore medio di μ circa costante, pari a 1.8.

Nel modello NASA, μ nel caso delle collisioni è espresso da

$$\mu^{COLL} = 0.9\chi + 2.9$$

con

$$\chi = \log_{10}(A/M)$$

Per avere una μ equivalente a 1.8, χ dovrà essere pari a $\chi = -1.1$, ovvero devo avere A/M pari a $0.08 \text{ m}^2/\text{kg}$. Questo valore di χ è prossimo alla media degli A/M attesi dal NASA SBM per i frammenti di dimensione compresa tra 11.2 cm e 35 cm illustrata in [8], in cui $\chi = -0.8$.

5.2 Esplosioni

Gli eventi analizzati avvenuti per esplosioni non sono risultati sufficienti per fornire dei risultati attendibili da analizzare. Di questi solamente il Cosmos 2143 è avvenuto sicuramente per esplosione, ma per ora sono stati osservati solamente 6 frammenti, troppo pochi per dare dei risultati definitivi. Gli altri due eventi, NOAA 17 e Cosmos 2499 sono classificati come generici breakup nonostante si sospetti siano causati da esplosioni. Il numero dei frammenti catalogati, rispettivamente 115 e 59, è comunque troppo basso per poter considerare questi risultati attendibili. A causa di questa mancanza di dati certi non è stato possibile cercare una funzione che rappresenti μ e σ di eventi dovuti ad esplosioni.

5.3 CZ-6A

L'unica altra esplosione certa tra gli eventi di frammentazione analizzati è avvenuta nel caso del CZ-6A che viene studiato a parte perchè mostra dei risultati che indicano il fatto che siano accadute due diversi breakup.

Dalla **Fig. 52** si vede che la distribuzione normale viene descritta da due diverse curve ognuna delle quali indica due diverse frammentazioni. Viene ipotizzato infatti che la gaussiana più stretta rappresenti il main event che ha portato a questa frammentazione, ovvero all'esplosione del serbatoio del secondo stadio. La gaussiana larga invece potrebbe rappresentare le frammentazioni di altre parti dell'oggetto avvenute per collisione a causa dei frammenti generati dall'esplosione. Questa ipotesi sembra trovare riscontro anche nei valori di media e deviazione standard riportati nella tabella alla sezione 4.2.3. La curva verde ($\mu = 1.71$, $\sigma = 0.34$) sembra infatti avere dei valori compatibili con quelli trovati per i casi di collisione.

Per questo motivo è utile analizzare la gaussiana larga come fatto precedentemente per gli eventi di collisione. Si considera la 5.1 sostituendo all'interno la σ della curva verde, in modo da trovare il parametro $EMR/(A_t/A_p)$ che permette di plottare nel grafico precedente i valori del CZ-6A.

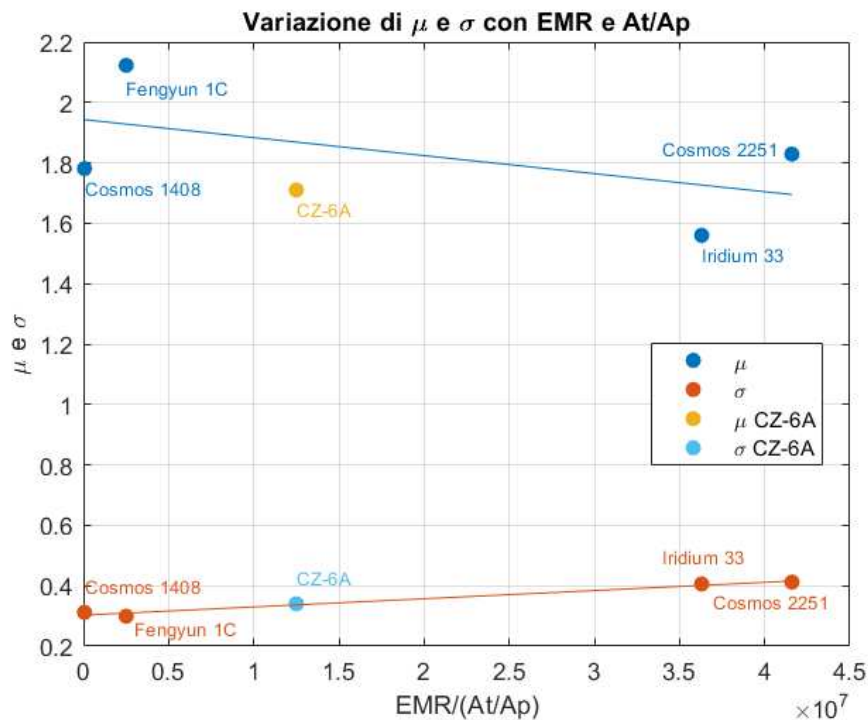


Figura 55. Confronto dell'andamento di μ e σ al variare di $\frac{EMR}{A_t/A_p} k$

Anche in questo caso è evidente che σ segue perfettamente la retta trovata nel grafico precedente, mostrando che anch'esso è funzione di $EMR, A_t/A_p, k$.
Risulta quindi sostenibile l'ipotesi del contributo collisionale alla frammentazione del secondo stadio del razzo CZ-6A.

6 Conclusioni

Il lavoro svolto in questa tesi è servito per porre le basi per un nuovo breakup model che l'Università di Padova e il CISAS vogliono sviluppare.

Si è partiti con la comprensione dei diversi tipi di fenomeni di frammentazione che possono avvenire in orbita, in particolare sulla divisione tra eventi di collisione ed eventi di esplosione.

Questa divisione viene ripresa anche dallo Standard Breakup Model sviluppato dalla NASA (NASA SBM), descritto nel capitolo due. L'esposizione del modello maggiormente utilizzato finora è servita per mostrare i concetti di base che si considerano in un modello di questo tipo, ovvero la definizione di dimensione (o lunghezza caratteristica) L_c dei detriti, area-to-mass ratio A/M e la velocità acquisita dai frammenti dopo il breakup, definiti come distribuzioni.

Successivamente sono stati scelti degli eventi da analizzare. Alcuni fattori che sono stati tenuti in considerazione in questa scelta sono stati la diversa natura degli eventi e il fatto di studiare sia eventi molto conosciuti e fonte di numerosi detriti, ma accaduti diversi anni fa, che eventi più recenti. Come nel NASA SBM anche in questa tesi i risultati sono stati divisi in collisioni, dati da test anti-satellite (Fengyun 1C) e vere e proprie collisioni tra satelliti (Cosmos 2251-Iridium 33), ed esplosioni, che però è risultata una ricerca più difficoltosa in quanto sono più difficili da individuare e spesso classificate come generici breakup.

I dati utilizzati per effettuare questo lavoro sono stati ricavati dalle TLE (Two-Line Element) che forniscono i parametri orbitali per ogni detrito secondo un intervallo di tempo regolare. In questo modo è possibile monitorare le orbite, i vari parametri e quindi il ΔV di ogni singolo detrito, oltre che del satellite o rocket body prima della frammentazione.

Questi dati sono stati utilizzati anche per ricavare il diagramma di Gabbard per ogni breakup analizzato, che mostra la posizione del perigeo e apogeo in asse-y e il periodo orbitale in asse-x. Questo diagramma è utile per vedere la dispersione dei frammenti rispetto alla posizione di perigeo e apogeo prima della frammentazione.

Il lavoro principale e più consistente riguarda l'analisi della distribuzione del ΔV . Come prima cosa il ΔV di ogni detrito è stato calcolato a partire dalle velocità orbitali dell'oggetto integro prima della frammentazione, e dei vari frammenti immediatamente dopo. Questo permette di trovare la velocità di ogni detrito per ogni evento e quindi di creare una distribuzione lineare. Da questa poi si ricava la distribuzione normale in modo tale da trovare una curva gaussiana che descriva la distribuzione. A questo punto è possibile estrarre dalla curva i parametri di media μ e deviazione standard σ , utilizzati anche del modello NASA per descrivere la distribuzione del ΔV .

L'analisi dei parametri è stata divisa tra fenomeni di esplosione e di collisione, con ulteriore analisi a parte per il caso del secondo stadio del lanciatore CZ-6A in quanto la sua distribuzione è risultata la somma di un'esplosione e una frammentazione avvenuta per collisione.

Per quanto riguarda le esplosioni, la mancanza di dati di partenza attendibili, dovuti ai pochi frammenti generati dagli eventi scelti, non ha reso possibile un'analisi realistica dei risultati ottenuti e quindi non è stato possibile trovare una formulazione di μ e σ .

Nel caso delle collisioni si è cercata una correlazione tra μ e σ e i parametri EMR (energy-to-mass ratio) e A_t/A_p . Si è scoperto che μ non è descritto da una funzione di questo tipo, ma la retta trovata si mantiene su un valore medio di μ circa costante, pari a 1.8, risultato confrontabile con il modello NASA prendendo in considerazione la media di A/M . La scoperta più sorprendente riguarda tuttavia σ che risulta effettivamente funzione del rapporto di EMR e A_t/A_p . Quest'ultimo elemento si può considerare un risultato notevole ed un miglioramento rispetto al NASA SBM, in cui σ è definita come una costante.

Il caso CZ-6A, classificato come esplosione, si è scoperto avere una distribuzione data dal risultato della somma di due curve di natura diversa: una che rappresenta la frammentazione esplosiva del serbatoio, l'altra la frammentazione dovuta alla collisione (probabilmente causata dai detriti generati dall'esplosione che hanno colpito la restante parte del secondo stadio), con risultati in linea con quanto trovato nell'analisi precedente.

Questi ultimi elementi potrebbero gettare le basi per creazione del modello di breakup dell'Università di Padova. Uno dei passi successivi da compiere per integrare l'analisi fatta in questa tesi riguarda il miglioramento della formulazione di μ nel caso delle collisioni, prendendo in considerazione ulteriori parametri dai quali possa dipendere μ e, come nel caso di σ , trovare una funzione che la descriva.

Un altro fattore è studiare eventi dovuti ad esplosioni in grado di fornire risultati accettabili e trovare una formulazione sia di μ che di σ . Una volta definiti dei risultati, sarà necessario validarli con potenziali eventi di frammentazione futuri. Il continuo studio in questo campo, lo sviluppo di modelli di breakup sempre più sofisticati uniti all'aumento sempre maggiore della popolazione in orbita, risulteranno fondamentali per le future missioni spaziali.

Bibliografia

- [1] Phillip Anz-Meador. «Orbital Debris Quarterly News». In: *Orbital Debris Quarterly News* 25.2 (2021).
- [2] Phillip Anz-Meador, John Opiela e Jer-Chyi Liou. *History of on-orbit satellite fragmentations, 16th edition*. Rapp. tecn. 2023.
- [3] Vitali Braun et al. «Analysis of breakup events». In: *Proceedings of the 7th European Conference on Space Debris*. Vol. 7. 2017.
- [4] Heather Cowardin. «Orbital Debris Quarterly News». In: *Orbital Debris Quarterly News* 26.1 (2022).
- [5] Heather Cowardin. «Orbital Debris Quarterly News». In: *Orbital Debris Quarterly News* 27.1 (2023).
- [6] Heather Cowardin. «Orbital Debris Quarterly News». In: *Orbital Debris Quarterly News* 27.2 (2023).
- [7] Heather Cowardin. «Orbital Debris Quarterly News». In: *Orbital Debris Quarterly News* 27.4 (2023).
- [8] Nicholas L Johnson et al. «NASA's new breakup model of EVOLVE 4.0». In: *Advances in Space Research* 28.9 (2001), pp. 1377–1384.
- [9] Nicholas L Johnson et al. «The characteristics and consequences of the break-up of the Fengyun-1C spacecraft». In: *Acta Astronautica* 63.1-4 (2008), pp. 128–135.
- [10] J.-C. Liou. «Orbital Debris Modeling». In: 2012.
- [11] J.-C. Liou. «Orbital Debris Quarterly News». In: *Orbital Debris Quarterly News* 13.2 (2009).
- [12] J.-C. Liou. «Orbital Debris Quarterly News». In: *Orbital Debris Quarterly News* 13.3 (2009).
- [13] J.-C. Liou. «Orbital debris quarterly news». In: *Orbital Debris Quarterly News* 2 (2007).
- [14] Lorenzo Olivieri et al. «Simulation of In-Space Fragmentation Events». In: *Aerotecnica Missili & Spazio* (2023), pp. 1–8.
- [15] Si-yuan Ren et al. «Satellite breakup behaviors and model under the hypervelocity impact and explosion: A review». In: *Defence Technology* (2022).

- [16] *Space-Track*. URL: <https://www.space-track.org/>.
- [17] Gene Stansbery et al. «A comparison of catastrophic on-orbit collisions». In: *2008 AMOS Conference, September. 2008*, pp. 17–19.
- [18] Liu Yuyan et al. «The consequences of Cosmos 1408 breakup: The optimization of the breakup model and the influence of debris clouds». In: *Acta Astronautica* 206 (2023), pp. 156–167.