



# UNIVERSITÀ DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI FISICA E ASTRONOMIA "GALILEO GALILEI"

*LAUREA IN ASTRONOMIA*

## **DISTRIBUZIONI A/M DA VEICOLI SPAZIALI IN ORBITA**

*RELATORE*

PROF. GIAMPAOLO PIOTTO  
UNIVERSITÀ DI PADOVA

*CORRELATORE*

DOTT. LORENZO OLIVIERI  
UNIVERSITÀ DI PADOVA

*CANDIDATO*

GIOVANNI ANDREA MAIDA

*MATRICOLA*

1217652

*ANNO ACCADEMICO*

2023-2024



# Sommario

Nell'ambito dei detriti spaziali, il rapporto  $A/m$  degli stessi è un parametro che ne stabilisce il tempo di vita nelle regioni orbitali basse, inoltre esso regola come i detriti rispondano alla pressione di radiazione solare che è una delle maggiori perturbazioni ad orbite più alte.

Nel seguente elaborato si è studiato in particolare la definizione del parametro e gli elementi che contribuiscono a determinare le caratteristiche della sua distribuzione nel caso di collisioni catastrofiche, quali la densità dei materiali che compongono il satellite, la disposizione delle componenti dello stesso e la direzione e la velocità dell'impatto. La densità risulta essere il fattore più incisivo tra questi.



# Indice

SOMMARIO	iii
ELENCO DELLE FIGURE	vii
ELENCO DELLE TABELLE	ix
ELENCO DEGLI ACRONIMI	xi
1 INTRODUZIONE	1
2 DEFINIZIONI	3
2.1 Resistenza aerodinamica . . . . .	3
2.1.1 Modelli . . . . .	4
2.2 Pressione di radiazione solare . . . . .	4
2.2.1 Modelli . . . . .	5
2.3 A terra . . . . .	5
3 DISTRIBUZIONI	7
3.1 Materiali . . . . .	7
3.2 Direzione d’impatto . . . . .	8
4 MODELLI E TEST A TERRA	9
4.1 Standard Break-up Model . . . . .	9
4.2 Collision Simulation Tool . . . . .	10
4.2.1 Breakup degli Elementi Macroscopici . . . . .	10
4.2.2 Risposta Strutturale . . . . .	11
4.2.3 Tracciamento dei Frammenti . . . . .	11
4.3 Test a terra . . . . .	11
4.3.1 Lunghezza caratteristica e densità . . . . .	12
4.3.2 Velocità del proiettile e direzione d’impatto . . . . .	14
5 SPAZIO	17
5.1 Astrometria . . . . .	17
5.1.1 Ottico . . . . .	17
5.1.2 Two Line Elements . . . . .	18
5.2 Altre Tecniche . . . . .	19

5.3	Fengyun-1C . . . . .	19
5.3.1	La collisione . . . . .	20
5.3.2	I frammenti . . . . .	20
6	CONCLUSIONI	23
A	ORBITE	25
A.1	LEO . . . . .	25
A.2	GEO . . . . .	25
A.3	GTO . . . . .	26
A.4	Orbite polari . . . . .	26
B	TWO LINE ELEMENTS	27
	BIBLIOGRAFIA	29

# Elenco delle figure

4.1	(a) Confronto tra la distribuzione $A/m$ dell'esperimento del picosatellite e SBM. (b) Contributo delle componenti alla distribuzione. Grafici tratti da Olivieri et al. [5]. . . . .	13
4.2	distribuzione $A/m$ del terzo test di Lan. Grafico tratto da Lan et al. [6]. . . . .	13
4.3	distribuzioni di lunghezza caratteristica (a) e massa (b) divise per componenti. Grafici tratti da Murray et al. [7]. . . . .	14
4.4	grafico lunghezza caratteristica-massa di DebrisSat, tratto da Murray et al. [7]. . . . .	14
4.5	confronto della distribuzione di lunghezza caratteristica (a) e massa (b) tra un impatto a bassa velocità, a ipervelocità e il modello SBM. Grafico tratto da Hanada et al. [8]. . . . .	15
4.6	frammenti del secondo (a) e terzo (b) impatto. Immagine tratta da Hanada et al. [9]. . . . .	15
4.7	distribuzioni di lunghezza caratteristica (a) e massa (b) del primo e secondo colpo a confronto con la predizione di SBM. Grafici tratti da Hanada et al. [9]. . . . .	16
5.1	numero cumulativo rispetto alla grandezza dei frammenti di FY-1C. Grafico tratto da Liou e Johnson [15]. . . . .	20
5.2	distribuzione $A/m$ dei detriti di FY-1C a confronto con SBM. Grafico tratto da [15]. . . . .	21
5.3	evoluzione della distribuzione di $A/m$ dei frammenti di FY-1C. Grafico tratto da Pardini e Anselmo [14]. . . . .	21



## Elenco delle tabelle

B.1	prima riga di TLE. La prima colonna identifica i campi in cui raggruppare i caratteri, la seconda i caratteri che fanno parte del campo e la terza una breve descrizione. . . . .	27
B.2	seconda riga di TLE. Come in Tab. B.1, le colonne indicano come interpretare i caratteri della riga. . . . .	28



# Elenco degli acronimi

<b>ASI</b> .....	Agenzia Spaziale Italiana
<b>CFRP</b> .....	Carbon Fiber Reinforced Plastics
<b>CISAS</b> .....	Centro di Ateneo di Studi e Attività Spaziali “Giuseppe Colombo”
<b>ESA</b> .....	European Space Agency
<b>FY-1C</b> .....	Fengyun-1C
<b>GEO</b> .....	Geostationary Orbit
<b>GFRP</b> .....	Glass Fiber Reinforced Plastics
<b>HAMR</b> .....	High Area-to-Mass Ratio
<b>IADC</b> .....	Inter-Agency Space Debris Coordination Committee
<b>ISS</b> .....	International Space Station
<b>LEO</b> .....	Low Earth Orbit
<b>MLI</b> .....	Multi-Layer Insulation
<b>NORAD</b> .....	North American Aerospace Defense Command
<b>SDP<sub>4</sub></b> .....	Simplified Deep-Space Perturbations 4
<b>SGP<sub>4</sub></b> .....	Simplified General Perturbations 4
<b>SOCIT</b> .....	Satellite Orbital Debris Characterization Impact Test
<b>SRP</b> .....	Solar Radiation Pressure
<b>TLE</b> .....	Two Line Element
<b>WDC-A-R&amp;S</b> ..	World Data Center-A for Rockets and Satellites



# 1

## Introduzione

Comunemente i detriti spaziali vengono definiti come tutti gli oggetti artificiali non funzionanti, compresi i frammenti e gli elementi degli stessi, che si trovano in orbita terrestre o che stanno rientrando in atmosfera. Fanno parte di questa categoria satelliti non operativi, stadi di lanciatori e soprattutto frammenti dovuti ai “break-up” in orbita. Questi ultimi rappresentano la parte più grossa di detriti spaziali, nonché la più pericolosa per i satelliti funzionanti e le nuove missioni spaziali, poiché i frammenti di piccole dimensioni sono più difficilmente osservabili e tracciabili, ma possiedono la capacità di generare un impatto catastrofico con un veicolo spaziale, creando così ulteriori frammenti e detriti, oltre a compromettere l’integrità del veicolo.

Data la vastità della popolazione di detriti in continuo aumento e il rischio che essi pongono, è chiaro che sia necessario monitorare e controllare lo sviluppo della popolazione di questi oggetti in orbita. A questo scopo nel 1993 fu costituito lo IADC, di cui fanno parte anche ASI ed ESA, che opera secondo le seguenti linee guida:

- prevenire frammentazioni esplosive e collisionali;
- rimuovere veicoli spaziali e stadi orbitali che hanno concluso le operazioni della propria missione dalle regioni utili e densamente popolate;
- limitare gli oggetti rilasciati durante le operazioni spaziali.

Particolare attenzione della comunità internazionale è rivolta a LEO e GEO, che sono le due orbite di maggior valore commerciale.

In questo ambito si è studiato la distribuzione del parametro  $A/m$  delle frammentazioni. Esso è un parametro di fondamentale importanza, poiché regola il tempo di vita di un frammento in LEO e alcune perturbazioni ad orbite più alte, prima fra tutte la pressione di radiazione solare, che diventa maggiormente incisiva in GEO. Studiarne la distribuzione permette di prevedere come si potrebbero frammentare i satelliti e quale impatto avrebbero sulla propria orbita.

# 2

## Definizioni

Per poter definire il parametro  $A/m$  bisogna effettuare una prima distinzione tra i detriti osservati in orbita e gli esperimenti condotti in laboratorio.

Le due perturbazioni orbitali considerate in cui rientra la definizione di  $A/m$  sono la resistenza aerodinamica dell'atmosfera e la pressione di radiazione solare. Queste sono tra le perturbazioni più problematiche da modellare, in quanto non solo dipendono da caratteristiche dell'oggetto in studio che sono difficilmente osservabili, ma sono anche fortemente variabili.

### 2.1 RESISTENZA AERODINAMICA

È possibile definire per un detrito spaziale che orbita in atmosfera il coefficiente balistico\* [1]:

$$B = C_D \frac{A}{m} \quad (2.1)$$

ove  $C_D$  è il coefficiente di resistenza aerodinamica, adimensionale,  $A$  è la superficie del detrito rivolta in direzione dello spostamento reciproco tra l'atmosfera e il detrito stesso e  $m$  la sua massa. Questo coefficiente misura quanto il detrito sia suscettibile agli effetti della perturbazione: più esso è alto, più l'oggetto sarà influenzato da tali effetti.

---

\*È stata scelta la seguente convenzione poiché utilizzata dalla maggior parte delle fonti considerate, tuttavia si noti che è possibile definire il coefficiente balistico anche come il reciproco della definizione qui riportata, riformulando le relative considerazioni.

In particolare il coefficiente balistico entra direttamente nella definizione della forza aerodinamica:

$$\vec{a}_{drag} = -\frac{1}{2}B\rho v^2 \frac{\vec{v}}{|\vec{v}|} \quad (2.2)$$

ove  $\rho$  è la densità atmosferica e  $\vec{v}$  si riferisce alla velocità relativa tra l'atmosfera e l'oggetto in questione, considerando anche la velocità del vento. Tale forza è tra le maggiori fonti di perturbazione delle orbite basse dei detriti e agisce principalmente sull'altezza del perigeo e l'eccentricità dell'orbita, determinando il tempo di vita degli oggetti.

### 2.1.1 MODELLI

Esistono diversi modelli per descrivere l'atmosfera, spesso si concentrano solo su una regione a causa della complessità del problema e della variazione con l'altitudine. La parte più complessa da modellare è la densità atmosferica. Essa è influenzata dalla radiazione solare, in particolare dalla regione dell'estremo ultravioletto, che scalda le particelle dell'atmosfera e dall'attività geomagnetica, entrambe componenti difficili da predire. Si deve inoltre tener conto della velocità differenziale dell'atmosfera rispetto alla distanza dalla superficie terrestre, a cui si aggiunge la velocità dei venti.

Infine, come si è notato precedentemente, la perturbazione dipende dalle caratteristiche dell'oggetto, in particolare dalla superficie interessata dalla resistenza, che può variare a causa della rotazione dell'oggetto.

## 2.2 PRESSIONE DI RADIAZIONE SOLARE

Salendo di altitudine l'atmosfera si dirada gradualmente e la resistenza si fa meno efficace. Già a 800 km la perturbazione dovuta alla pressione di radiazione solare è dello stesso ordine di grandezza di quella atmosferica e in GEO la prima appare fra le perturbazioni dominanti.

Poiché anche questa dipende dalla grandezza della superficie su cui incide la radiazione, è possibile definire un analogo del coefficiente balistico:

$$B_R = C_R \frac{A}{m} \quad (2.3)$$

dove questa volta  $A$  è la superficie del frammento rivolta verso il Sole e quindi esposta alla sua radiazione, mentre  $C_R$  è un coefficiente che indica la riflettività del frammento.

In questo caso  $B_R$  determina quanto il frammento sia incline a venire perturbato dalla SRP e rientra nella formula dell'accelerazione impressa dalla radiazione solare:

$$\vec{a}_{srp} = p_{srp} B_R \hat{e}_{\odot}$$

in cui  $p_{srp}$  è appunto la pressione di radiazione solare e  $\hat{e}_{\odot}$  è il versore lungo la direzione tra il Sole e il satellite.

### 2.2.1 MODELLI

Ovviamente la radiazione dipende dall'attività solare e quindi dai cicli solari e dalle variazioni di flusso. Oltre a questo si deve tener conto che gli oggetti possono entrare nella zona di ombra e penombra della Terra venendo meno affetti dalla perturbazione.

Come per la resistenza aerodinamica, l'efficienza della perturbazione è influenzata dalla specifica superficie che è rivolta verso il Sole e che può cambiare a causa della rotazione dell'oggetto considerato, oltre al fatto che la riflettività della superficie dipende dalle caratteristiche del materiale di cui questa stessa è composta.

## 2.3 A TERRA

Gli esperimenti a terra considerati sono impatti ad ipervelocità: tramite un cannone a due stadi, un proiettile di pochi grammi viene sparato a velocità elevate (qualche chilometro al secondo) contro un modello più o meno rudimentale di satellite. La velocità del proiettile è tale da raggiungere e superare un rapporto di energia sulla massa del bersaglio ( $E/m$ ) di  $40 \text{ J g}^{-1}$ , che secondo il Modello di Break-up Standard della NASA [2] è il limite inferiore per cui un impatto possa venire considerato catastrofico, come effettivamente risulta dagli esperimenti. Il satellite si trova all'interno di una camera rivestita internamente di polistireni ed altri materiali plastici schiumosi a bassa densità, in modo da favorire la raccolta dei frammenti e studiarne la direzione di provenienza.

L'impatto viene registrato tramite videocamere, così da poter osservare l'evoluzione della nube di detriti che si viene a formare, quindi si raccolgono i frammenti e si misurano le caratteristiche a cui si è interessati. Per i frammenti abbastanza grandi è possibile utilizzare un software di rilevamento 2D o 3D, per quelli più piccoli (con la dimensione più grande inferiore ai 2 mm) si utilizzano solitamente setacci calibrati.

Definire una superficie orientata come nella sezione precedente non risulta possibile, né utile per i frammenti generati. La soluzione più intuitiva è riuscire a stabilire una sezione d'urto media che possa essere indicativa delle perturbazioni di cui sopra.

In questa sezione ci si limita a definire la lunghezza caratteristica  $L_C$  che rientra nella definizione di sezione d'urto media approfondita nella sezione seguente: essa è definita come la media delle tre dimensioni ortogonali più grandi del frammento  $x$ ,  $y$  e  $z$ , dove  $x$  è la dimensione maggiore e  $z$  la minore.

# 3

## Distribuzioni

Oltre a ricavare il rapporto  $A/m$  dei singoli oggetti in orbita, è importante riuscire a studiarne la distribuzione che si crea a seguito di un impatto. Ciò permette di comprendere i materiali di cui sono composti gli oggetti e come evolverà la nuvola di detriti, viceversa, conoscendo i componenti e i materiali di cui è composto un satellite, è possibile prevederne la distribuzione  $A/m$  in caso di un evento catastrofico e quindi come si evolverà l'ambiente orbitale.

Notiamo inoltre che un gruppo di detriti, cioè un gruppo formatosi da una stessa fonte, possiede mediamente un'orbita e un coefficiente balistico simili, sarebbe pertanto possibile tramite esso risalire alla sorgente di detriti non catalogati.

### 3.1 MATERIALI

I materiali che costituiscono i componenti di un satellite influenzano sia la massa che la sezione d'urto dei frammenti.

I satelliti moderni tendono ad utilizzare materiali meno densi, come il CFRP, che spostano la distribuzione  $A/m$  a valori più alti. Oltre a ciò la composizione del materiale determina come esso si frammenta, cioè che forma i frammenti assumeranno e quindi la sezione d'urto e la superficie appropriata  $A$  delle definizioni 2.1 a pagina 3 e 2.3. Lo stesso CFRP, per esempio, tende a formare frammenti aghiformi.

Il metodo utilizzato dalla NASA per determinare la sezione d'urto media presenta alcune problematiche, prima fra tutte la classificazione dei frammenti nelle categorie proposte, che si

basa unicamente sul giudizio del ricercatore. Hanada e Liou [3] hanno proposto un nuovo modo di classificazione che si basa sui rapporti delle dimensioni maggiori dei frammenti (le stesse che rientrano nella definizione di lunghezza caratteristica, citata in Sez. 2.3), eliminando così un fattore puramente soggettivo. Un alto valore di  $x/y$  indica un frammento lungo e sottile, mentre il rapporto  $y/z$  ne regola lo spessore. Utilizzando solo questi due valori è possibile definire quando un frammento è irregolare e quando è piatto e applicare così le formule più consone per calcolare la sezione d'urto.

Questa metodologia per esempio risolve il problema dei frammenti aghiformi, che risultavano avere un rapporto  $A/m$  troppo elevato.

### 3.2 DIREZIONE D'IMPATTO

L'influenza sulla distribuzione della direzione con cui il proiettile colpisce il bersaglio è intrinsecamente legata alla struttura di quest'ultimo. All'interno si trovano le componenti elettroniche che svolgono la funzione primaria del satellite, all'esterno possono esserci pannelli solari, rivestimenti e barriere atte a diminuire il rischio di frammentazione. La disposizione dei moduli e di queste componenti può incidere largamente su come i frammenti secondari e le onde d'urto si propagheranno all'interno del bersaglio e quanto lo danneggeranno.

# 4

## Modelli e test a terra

Le osservazioni spaziali sono limitate dalla risoluzione degli strumenti disponibili e dall'interferenza dell'atmosfera, in particolare risulta difficile rivelare frammenti grandi pochi centimetri. Per questa ragione si effettuano i test a terra tramite i cannoni e si sviluppano modelli e programmi di simulazione di impatti. In questo capitolo ne vengono riportati alcuni che illustrano le caratteristiche del parametro in studio e le sue problematiche.

### 4.1 STANDARD BREAK-UP MODEL

Lo Standard Break-up Model [2] sviluppato dalla NASA rappresenta un importante punto di riferimento. Si tratta di un modello empirico basato sui dati delle collisioni in orbita e sul programma di test a terra SOCIT dei primi anni '90 ed è qui che sorge il problema: da allora la costruzione di satelliti ha fatto notevoli passi avanti e il modello non è in grado di predire efficacemente la distribuzione  $A/m$  per i nuovi satelliti. Esso in particolare viene implementato in EVOLVE, il modello della NASA atto a predire l'evoluzione dell'ambiente di detriti.

La variabile indipendente utilizzata in EVOLVE è  $L_C$  che permette di definire la sezione d'urto media:

$$A = \begin{cases} 0.540424 L_C^2 & \text{se } L_C < 0.00167 \text{ m} \\ 0.556945 L_C^{2.0047077} & \text{se } L_C \geq 0.00167 \text{ m} \end{cases}$$

La distribuzione  $A/m$  per i frammenti di un veicolo spaziale viene quindi definita come una gaussiana:

$$D_{A/m} = N[\chi; \mu(\lambda_C), \sigma(\lambda_C)]$$

dove  $\chi = \log_{10}(A/m)$ ,  $\lambda_C = \log_{10} L_C$  e i valori di  $\mu$  e  $\sigma$ , che rappresentano il valor medio e la deviazione standard della distribuzione, dipendono dalla grandezza dei frammenti considerati.

## 4.2 COLLISION SIMULATION TOOL

Il Collision Simulation Tool [4] è un esempio più recente di modello semi-empirico in sviluppo da CISAS ed etamax space GmbH in collaborazione con ESA.

Questo tipo di modelli combina i dati delle osservazioni e dei test in laboratorio con semplici principi di conservazione di massa, momento ed energia, evitando di scendere più nel dettaglio in equazioni complesse e aggravando così il tempo computazionale del programma. Ciò permette di eseguire il programma tutte le volte necessarie in un tempo accettabile, senza trascurare la complessità del problema.

A differenza di SBM il CST considera anche la struttura del satellite, il punto d'impatto e la direzione di provenienza tramite un modello 3D. Il satellite viene diviso in una rete di Elementi Macroscopici che possono essere attaccati da diversi tipi di collegamenti, i quali incidono in modo diverso sulla propagazione delle onde d'urto dell'impatto.

Si può dividere il funzionamento del CST in tre parti principali:

1. **Algoritmo di Breakup degli Elementi Macroscopici** Fornisce la grandezza dei frammenti, la velocità e la distribuzione  $A/m$ .
2. **Algoritmo di Risposta Strutturale** Calcola il trasferimento del momento, la dissipazione dell'energia e la deformazione e la fratturazione della struttura.
3. **Algoritmo di Tracciamento dei Frammenti** Calcola la traiettoria dei frammenti originati dal primo impatto e valuta le collisioni secondarie che essi producono.

### 4.2.1 BREAKUP DEGLI ELEMENTI MACROSCOPICI

L'algoritmo ha il compito di studiare la risposta del satellite agli impatti.

Viene definita una soglia di  $E/m$ , solitamente i  $40 \text{ J g}^{-1}$  sopracitati, per valutare il Livello di Frammentazione del satellite. Se l'energia del proiettile è sufficiente, il livello viene posto a

1, cioè frammentazione completa, altrimenti l'algoritmo passa ad un'analisi locale dell'impatto: esso considera l'energia della parte del proiettile che interseca il bersaglio, divisa dalla massa contenuta nel volume del bersaglio intersecato con il proiettile. In questo caso, se l'energia non è sufficiente, il Livello di Frammentazione viene posto a 0, cioè non avviene, altrimenti questo viene definito come il rapporto dell'energia totale del proiettile sulla soglia stabilita.

Poiché l'algoritmo viene impiegato anche per valutare gli impatti secondari, la soglia viene diminuita ad ogni passo di un ammontare pari all'energia del proiettile per unità di massa del bersaglio, per tenere conto del danno progressivo che viene inflitto.

Viene quindi calcolata la formazione dei frammenti secondo un pattern di Voronoi, il cui seme viene stabilito a seconda dei parametri dell'impatto. Infine l'algoritmo genera la distribuzione delle velocità dei frammenti e di  $A/m$ .

#### 4.2.2 RISPOSTA STRUTTURALE

Per studiare come il satellite risponde alla sollecitazione degli impatti, questo algoritmo si focalizza principalmente sul comportamento dei collegamenti che tengono insieme gli Elementi Principali del satellite. Il loro tipo, la direzione in cui sono installati e il materiale di cui sono fatti determinano come l'energia e il momento vengano trasferiti alle parti del satellite e quanto siano resistenti ai diversi tipi di carico che possono sopportare.

Generalmente si osserva che i collegamenti vicini all'impatto principale cedono completamente, mentre quelli più lontani soffrono di una deformazione plastica più o meno marcata.

#### 4.2.3 TRACCIAMENTO DEI FRAMMENTI

L'ultimo algoritmo si occupa di tracciare posizione e velocità dei frammenti e degli Elementi Principali del satellite ad ogni intervallo di tempo desiderato.

In particolare distingue i frammenti che possiedono abbastanza energia da generare un impatto secondario dagli altri e valuta contestualmente se avviare l'algoritmo di break-up. Il resto dei frammenti viene assimilato ad una nuvola di detriti che viene ugualmente seguita, in quanto essa applica una sollecitazione alle pareti contro cui si espande.

### 4.3 TEST A TERRA

La metodologia utilizzata negli esperimenti considerati è descritta in Sez. 2.3, in questa sezione si illustrano più dettagliatamente i risultati dei test.

Data la natura di questi esperimenti, le differenze più importanti dipendono dalle caratteristiche del proiettile e del bersaglio.

Il proiettile può avere forma e massa diverse a seconda delle esigenze del cannone e dello studio che si vuole condurre, è inoltre possibile variare la velocità di fuoriuscita del proiettile per cambiare la sua energia cinetica o studiarne l'impatto a parità di energia stessa.

Il satellite può essere costituito da materiali diversi, sia internamente che esternamente, può avere dimensioni diverse e può contenere componenti elettroniche più o meno complesse.

#### 4.3.1 LUNGHEZZA CARATTERISTICA E DENSITÀ

L'impatto maggiore sulla distribuzione di  $A/m$  è dovuto alla densità dei materiali moderni. Come accennato in Sez. 4.1, il modello empirico sviluppato dalla NASA si basa su dati e satelliti vecchi, composti principalmente da materiali ad alta densità, pur rimanendo generalmente compatibili le distribuzioni di lunghezza caratteristica. Il risultato è una semplice distribuzione gaussiana.

I materiali moderni sono invece caratterizzati da una densità minore e dagli esperimenti risulta una distribuzione più complessa, data dalla sovrapposizione delle distribuzioni di tutti i materiali usati.

Si è scelto di riportare i risultati di tre degli esperimenti esaminati: il picosatellite di Olivieri et al. [5], i test di Lan et al. [6] e il DebrisSat [7].

Il picosatellite ha dimensioni di  $5 \text{ cm}^3$ , consiste in quattro travi di plastica che reggono due lastre interne di alluminio, due batterie e componenti elettroniche. In Fig. 4.1 si può apprezzare la differenza tra la predizione di SBM e la distribuzione dell'esperimento, che mostra il centro della gaussiana a valori più alti, principalmente a causa della plastica.

I test di Lan sono eseguiti su tre modelli uguali di satellite, grandi  $40 \text{ cm}^3$ , uno dei quali contiene componenti elettroniche complesse, mentre gli altri due solo le schede elettroniche. Si riporta in Fig. 4.2 la distribuzione  $A/m$  del terzo test (satellite con schede elettroniche), dove si possono distinguere facilmente i contributi delle tre componenti più importanti.

Infine il DebrisSat è un modello fedele di satellite, più simile a quelli orbitanti in LEO, su cui è montato un pannello solare, diverse componenti elettroniche e una copertura isolante multistrato (MLI). In Fig. 4.3 si può notare la compatibilità della distribuzione di  $L_C$  con SBM, nonostante la complessità del satellite, e l'effetto della densità ridotta dei materiali sulla distribuzione della massa. In Fig. 4.4 si riporta invece la lunghezza caratteristica in funzione della massa dei frammenti, dove si possono distinguere i diversi andamenti dei materiali. I materiali

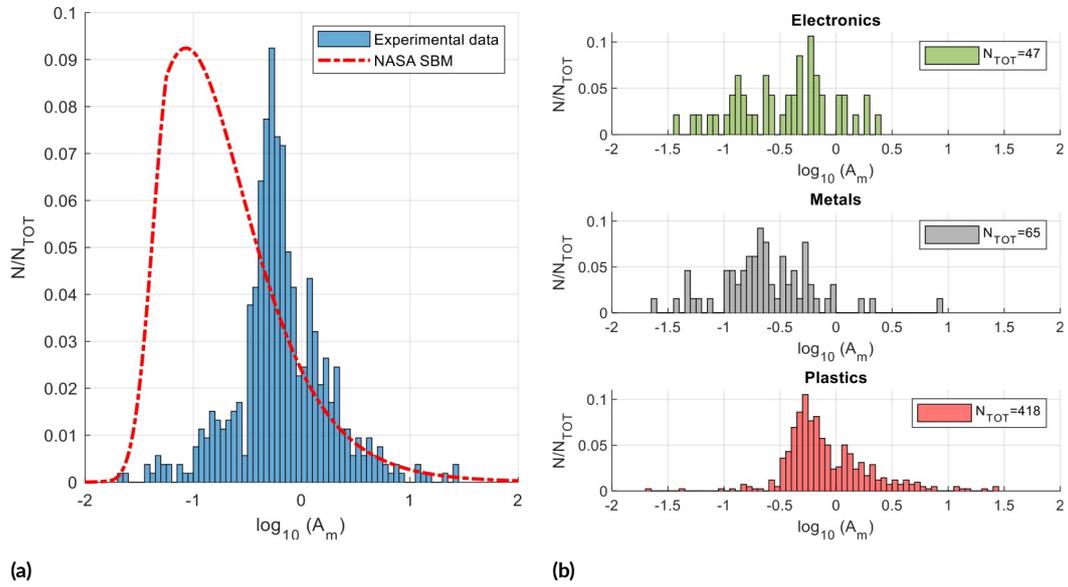


Figura 4.1: (a) Confronto tra la distribuzione  $A/m$  dell'esperimento del picosatellite e SBM. (b) Contributo delle componenti alla distribuzione. Grafici tratti da Olivieri et al. [5].

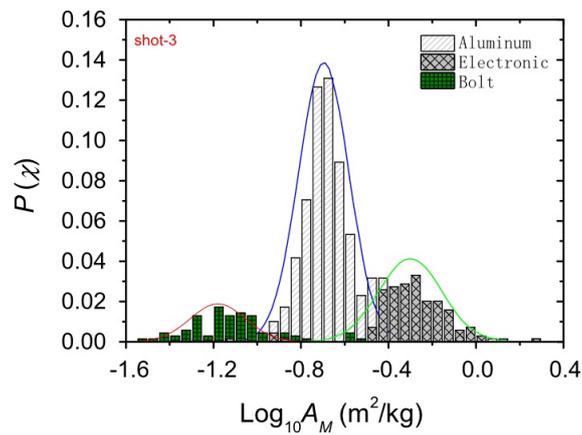


Figura 4.2: distribuzione  $A/m$  del terzo test di Lan. Grafico tratto da Lan et al. [6].

ad alta densità si dividono in tre parti, quella più alta corrisponde all'acciaio, le altre due al rame, sebbene non si conosca il motivo di questa separazione in due gruppi.

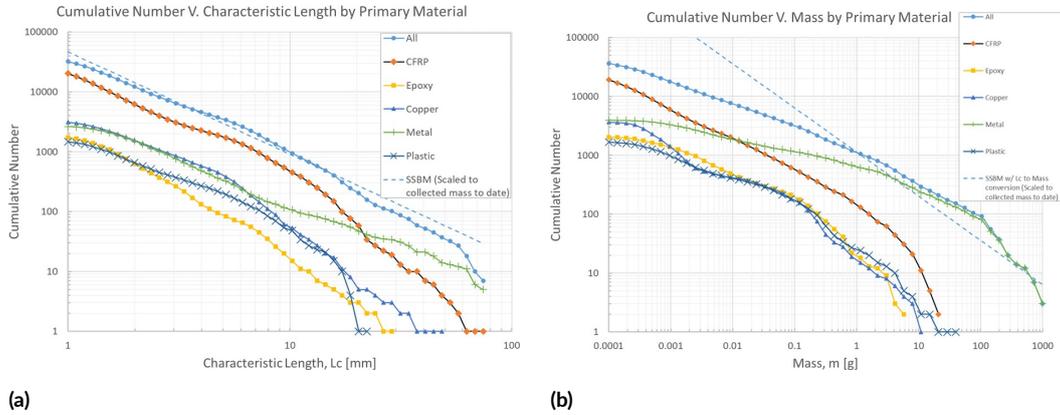


Figura 4.3: distribuzioni di lunghezza caratteristica (a) e massa (b) divise per componenti. Grafici tratti da Murray et al. [7].

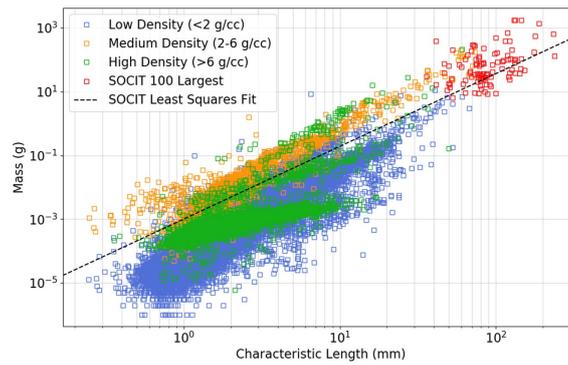
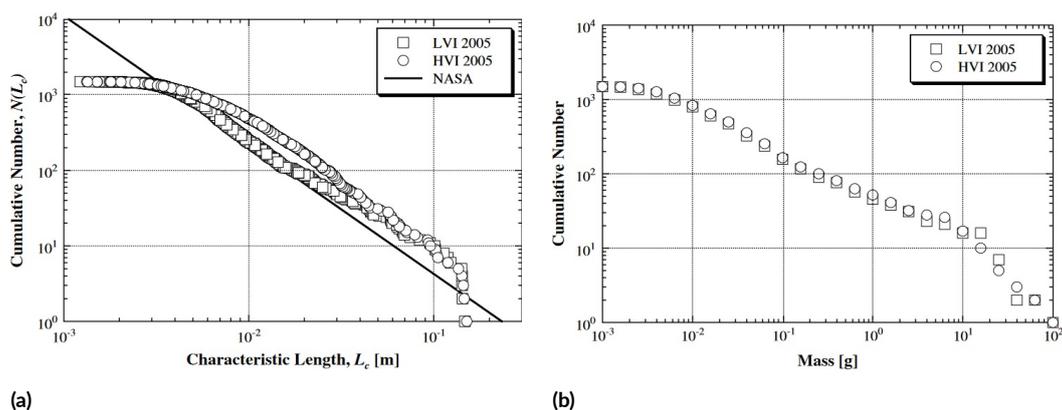


Figura 4.4: grafico lunghezza caratteristica-massa di DebrisSat, tratto da Murray et al. [7].

#### 4.3.2 VELOCITÀ DEL PROIETTILE E DIREZIONE D'IMPATTO

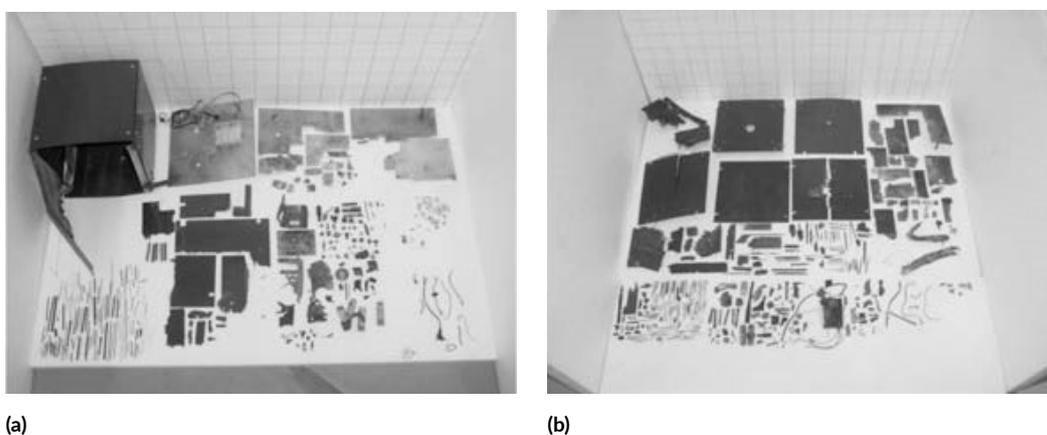
Da alcuni test condotti da Hanada et al. [8] sembra che la velocità del proiettile, a parità di energia cinetica, incida soprattutto sulla distribuzione di  $L_C$ , mentre le distribuzioni di massa risultano compatibili tra loro: il test con il proiettile più veloce presenta più frammenti filiformi che alzano la distribuzione di  $L_C$  (Fig. 4.5).

In esperimenti successivi Hanada et al. [9] hanno indagato l'effetto che scaturisce da una diversa direzione d'impatto. I satelliti costruiti per questi esperimenti presentano all'interno tre lastre parallele di GFRP e i proiettili colpiscono i satelliti parallelamente o perpendicolarmente alle lastre.



**Figura 4.5:** confronto della distribuzione di lunghezza caratteristica (a) e massa (b) tra un impatto a bassa velocità, a ipervelocità e il modello SBM. Grafico tratto da Hanada et al. [8].

Il secondo (proiettile parallelo alle lastre) e il terzo (proiettile perpendicolare alle lastre) test sono stati registrati da una videocamera: nel terzo si osserva un lampo, ma la differenza più importante è la maggior quantità di frammenti prodotti a seguito della collisione con le lastre\*. Si nota inoltre che la struttura esterna nel secondo esperimento è rimasta a forma di scatola, mentre nel terzo le componenti si sono divise (Fig. 4.6). Lo stesso effetto si è osservato anche nel secondo test di Lan: in questo caso potrebbe essere dovuto alla velocità minore del proiettile, oppure alla maggior densità delle componenti elettroniche complesse.

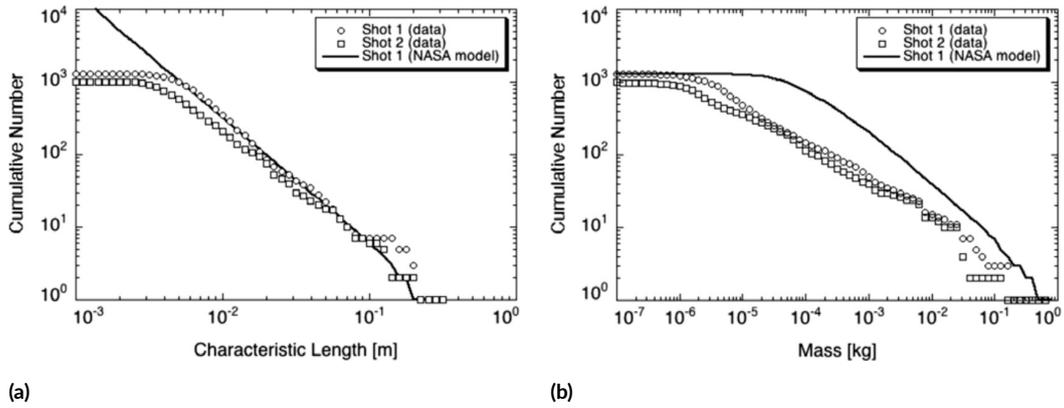


**Figura 4.6:** frammenti del secondo (a) e terzo (b) impatto. Immagine tratta da Hanada et al. [9].

Nonostante queste differenze, le distribuzioni di massa e lunghezza caratteristica risultano

\*Questa differenza potrebbe essere dovuta anche alla frammentazione del secondo proiettile durante una prima collisione con l'antenna montata sul satellite.

simili e, come nei test sopracitati, solo quella della lunghezza caratteristica è compatibile con SBM (Fig. 4.7).



**Figura 4.7:** distribuzioni di lunghezza caratteristica (a) e massa (b) del primo e secondo colpo a confronto con la predizione di SBM. Grafici tratti da Hanada et al. [9].

# 5

## Spazio

Data la difficoltà di fare osservazioni da terra dei detriti spaziali, si applicano diverse tecniche di osservazione per carpire la maggior quantità di informazioni possibili.

### 5.1 ASTROMETRIA

Determinare posizione e velocità degli oggetti in orbita è uno degli obiettivi principali nell'ambito dei detriti spaziali, al fine di tutelare l'ambiente spaziale e i satelliti funzionanti.

#### 5.1.1 OTTICO

Una delle tecniche utilizzate in ottico consiste nell'osservare lo stesso campo di cielo e tracciare gli oggetti che si muovono sul fondo stellare [10]. Se si conosce la velocità dell'oggetto che si vuole tracciare, l'osservazione risulta più semplice.

Per questo tipo di indagine le esposizioni durano qualche minuto, che non è un tempo sufficiente a determinare tutti i parametri orbitali, al più è possibile approssimare un'orbita circolare, che per oggetti in GEO ad esempio, non è una buona approssimazione. Per poter conoscere l'orbita di un oggetto di questo tipo sono necessari tra i quindici e i trenta minuti, risulta quindi evidente che ci sia bisogno di selezionare gli oggetti da studiare nel dettaglio.

Grazie a questa tecnica nei primi anni 2000 è stata scoperta in GEO una popolazione di oggetti ad alto rapporto  $A/m$ , chiamati appunto HAMR. Si ipotizza che siano oggetti provenienti da orbite di trasferimento, arrivati in GEO sospinti dalla perturbazione della pressione di radiazione solare, particolarmente efficiente per oggetti di questo genere a tali quote.

### 5.1.2 TWO LINE ELEMENTS

A seguito dello sviluppo dei modelli di Max Lane per predire posizione e velocità dei satelliti, largamente utilizzati da NASA e NORAD, quest'ultimo ente introdusse negli anni '70 il formato TLE per catalogare i dati orbitali dei satelliti, necessari alla teoria.

Come si evince dal nome, si tratta di un formato di due righe, ognuna contenente 69 caratteri, per la descrizione completa del formato si rimanda ad App. B a pagina 27.

I valori riportati sono valori medi, privati delle variazioni periodiche, poiché l'obiettivo principale è il monitoraggio dei satelliti. Per poter elaborare questi dati quindi è innanzitutto necessario ricostruire tramite lo specifico modello utilizzato dal NORAD queste variazioni. Solitamente vengono utilizzati SGP4 per oggetti in orbita bassa e SDP4 che estende il primo agli oggetti dello spazio profondo [11].

Il catalogo NORAD è una vasta e importante fonte di informazioni, che spesso viene utilizzato per integrare le osservazioni. Sebbene venga riportato il parametro  $B^*$ , che è il coefficiente balistico corretto da una densità di riferimento  $\rho_0$  secondo:  $B^* = B\rho_0/2$ , esso non permette di ricavare una buona stima di  $B$ . Ciò avviene poiché  $B^*$  proviene dal fitting di un modello atmosferico troppo semplice e, oltre al fatto che è affetto dal bias del modello e può addirittura risultare negativo, il modello non considera l'attività solare che è particolarmente importante per gli oggetti ad alte orbite.

Un parametro più interessante per calcolare il coefficiente balistico di oggetti ad orbite basse è il moto medio [12]. Da questo è possibile misurare il semi asse maggiore dell'orbita tramite:

$$\bar{l}^3 \bar{n}^2 = \mu$$

con  $\mu$  il prodotto della costante gravitazionale e la massa della Terra,  $l$  il semi asse maggiore, indicato con tale lettera per evitare fraintendimenti con l'accelerazione, e  $\bar{n}$  il moto medio. Sapendo che la variazione del semi asse maggiore dovuta alla resistenza atmosferica è data da:

$$\frac{dl}{dt}|_{drag} = \frac{2l^2}{\mu} \vec{V} \cdot \vec{a}_{drag}$$

dove  $\vec{V}$  è la velocità dell'oggetto rispetto all'atmosfera (senza considerare il vento), è possibile integrare quest'equazione e combinarla con eq. 2.2 a pagina 4 per ottenere il coefficiente balistico:

$$B = -\frac{\mu \Delta l_{t_2, drag}^{t_1}}{\int_{t_1}^{t_2} l^2 |\vec{V}| \rho |\vec{v}|^2 \hat{e}_V \cdot \hat{e}_v dt}$$

ove  $\hat{e}_V$  e  $\hat{e}_v$  sono i versori dei rispettivi vettori. Si può passare infine ad un'integrazione numerica che consideri gli intervalli di tempo dei TLE e quindi ricavare  $A/m$ , pur tenendo conto della limitatezza del modello sopracitata.

Per limitare gli errori dovuti a questa problematica è possibile considerare il rapporto tra i coefficienti di oggetti aventi elementi orbitali simili [13]. Ciò avviene poiché il modello introduce gli stessi errori, che vengono quindi limitati dal rapporto.

## 5.2 ALTRE TECNICHE

Oltre alle metodologie illustrate nella sezione precedente, si accenna ad alcune tecniche rilevanti per la misura di  $A/m$ .

La prima è lo studio della luce riflessa da un detrito spaziale. È possibile utilizzare questa informazione in due modi:

- si può costruire la curva di luce dell'oggetto, ovvero la variazione della sua magnitudine rispetto al tempo, per determinarne la rotazione;
- tramite la spettroscopia si possono studiare le proprietà del materiale superficiale di cui è composto il detrito.

Conoscere la rotazione dell'oggetto permette di stabilirne un  $A/m$  efficace, in quanto, come accennato in Cap. 2, la direzione dell'oggetto impatta sull'efficienza delle perturbazioni.

Infine si stanno sviluppando tecniche di Data Mining e Machine Learning per predire distribuzioni di  $A/m$  dei detriti spaziali.

## 5.3 FENGYUN-1C

Si conclude la sezione portando un esempio di frammentazione avvenuta in orbita. In particolare si tratta del test antisatellite condotto dalla Cina il giorno 11 gennaio 2007 che ha portato alla frammentazione del Fengyun-1C.

### 5.3.1 LA COLLISIONE

Fengyun-1C era un satellite meteo cinese di 880 kg in orbita polare. Al momento dell'impatto si trovava a 863 km di altitudine, quindi in LEO, il proiettile viaggiava a  $9.4 \text{ km s}^{-1}$  e la collisione ha generato la nuvola di frammenti più grande mai osservata, estendendosi tra i 200 km e 4000 km di altitudine.

Fino ad ottobre 2010 sono stati catalogati circa 3000 frammenti più grandi di 3–4 cm, di cui solo il 3% sono rientrati, ma si stima ci siano più di 150 000 frammenti più grandi di 1 cm in orbita, che rappresentano un pericolo per i satelliti. Questi detriti in tre anni hanno completamente avvolto la Terra a causa delle perturbazioni dei nodi delle orbite [14].

### 5.3.2 I FRAMMENTI

Questo evento presenta due particolarità: la prima è l'ingente quantità di frammenti generata, la seconda è la distribuzione della grandezza dei frammenti, che mostra due andamenti, forse dovuti alle diverse caratteristiche dei detriti più grandi di 40 cm rispetto a quelli più piccoli. Si riporta in Fig. 5.1 il grafico in questione. Esso fa riferimento a 2259 frammenti catalogati fino al 2008 [15].

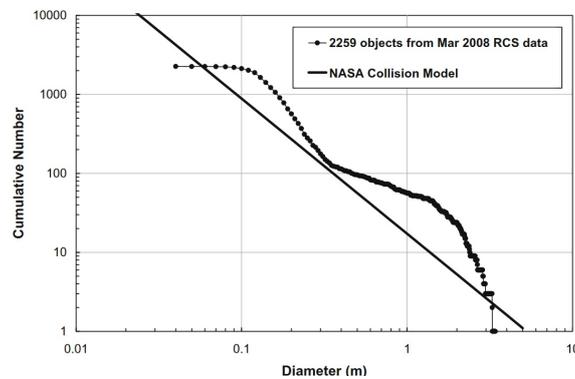


Figura 5.1: numero cumulativo rispetto alla grandezza dei frammenti di FY-1C. Grafico tratto da Liou e Johnson [15].

Cercando un'adeguata distribuzione che potesse spiegare l'evoluzione dei TLE dei detriti, si è trovato il rapporto  $A/m$  di 2189 frammenti, di cui si sono selezionati quelli compresi tra i 10 cm e i 20 cm (Fig. 5.2).

Trascurando l'erronea valutazione di SBM per quanto riguarda il numero dei frammenti, dovuta anche all'anomalia della quantità generata dalla collisione in questione, è interessante notare quella frazione di detriti con  $A/m$  maggiore di  $0.1 \text{ m}^2 \text{ kg}^{-1}$ , non prevista dal modello

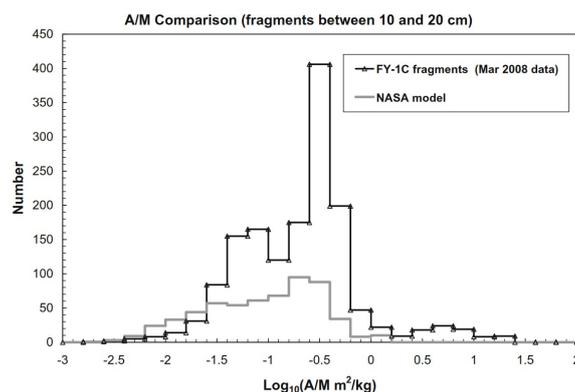


Figura 5.2: distribuzione  $A/m$  dei detriti di FY-1C a confronto con SBM. Grafico tratto da [15].

della NASA. Questa è probabilmente dovuta a frammenti di plastica e soprattutto pezzi di MLI e dei pannelli solari del satellite e potrebbe essere affine alla popolazione di oggetti HAMR citata in Sez. 5.1.1.

Si riporta in Fig. 5.3 la previsione dell'evoluzione della distribuzione, tratta da un lavoro più recente di Pardini e Anselmo [14]. In questo caso, per alleggerire il tempo computazionale, è stata scelta una frazione dei frammenti da analizzare, a partire da una divisione degli stessi in base al loro perigeo, poiché esso è il punto in cui la resistenza aerodinamica è più efficiente. Quindi si è utilizzato il codice numerico SATRAP [16] per calcolare l'evoluzione temporale della distribuzione.

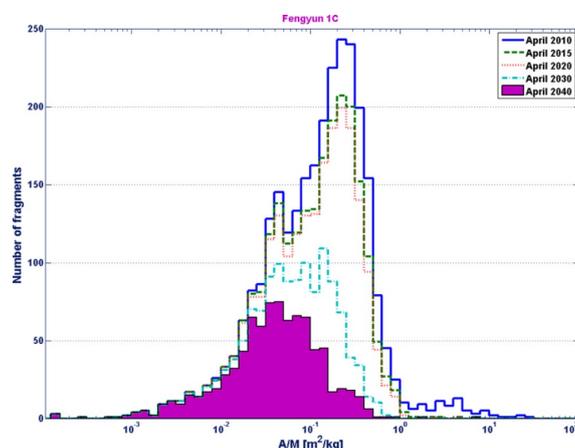


Figura 5.3: evoluzione della distribuzione di  $A/m$  dei frammenti di FY-1C. Grafico tratto da Pardini e Anselmo [14].



# 6

## Conclusioni

In questo lavoro di tesi si è ricercato quali fossero i fattori che influenzassero la distribuzione del rapporto  $A/m$ . La densità dei materiali è senza dubbio l'elemento più importante e, in definitiva, conoscendo la costruzione del satellite è possibile ricostruire la probabile distribuzione che si potrebbe generare a seguito di un impatto. Con l'evoluzione dei satelliti, anche la distribuzione cambia e diventa più complessa.

Nonostante queste difficoltà, si ribadisce che lo studio di questo parametro è fondamentale, in quanto regola in LEO il tempo di vita degli oggetti: più esso è elevato, meno tempo impiegheranno i detriti a rientrare in atmosfera e a liberare l'orbita. Allo stesso modo, ad orbite più alte il rapporto regola l'influenza della pressione di radiazione solare, che è uno dei fattori incisivi nella perturbazione di queste orbite.

Si è visto come un impatto catastrofico a velocità elevate nello spazio possa portare gravi conseguenze per l'ambiente orbitale, ponendo ingenti rischi ai satelliti attivi. Risultano dunque di vitale importanza i diversi programmi di monitoraggio dei satelliti e di riduzione di oggetti rilasciati durante le operazioni spaziali, in modo da evitare eventi di questa portata (sebbene il caso discusso fosse addirittura un impatto intenzionale).





# Orbite

Si riportano in questo appendice le caratteristiche di alcune orbite importanti, citate all'interno dell'elaborato [17].

## A.1 LEO

Questa regione si estende tra i 160 km e i 2000 km di altitudine e comprende le orbite più vicine alla superficie terrestre, che è il motivo per cui è stata scelta per ospitare l'ISS, essendo più facilmente raggiungibile.

L'inclinazione di queste orbite satellitari ha un certo grado di libertà, che permette di lanciare più satelliti in questa regione, ragione per cui ha un forte valore commerciale.

## A.2 GEO

Quest'orbita ha un'altitudine di 35 786 km che permette di coprire l'intera superficie terrestre con pochi satelliti. Un'altra importante caratteristica di quest'orbita è che gli oggetti in essa assumono una velocità sincrona con la rotazione della Terra, un aspetto importante per la maggior parte dei satelliti, tuttavia essi sono vincolati a orbitare in una stretta fascia sopra l'equatore terrestre.

### A.3 GTO

Si tratta di un tipo di orbita fortemente ellittica, che permette di trasferire più efficientemente i satelliti in GEO, avendo il perigeo vicino alla Terra e l'apogeo ad altitudini simili all'orbita interessata.

Si crede che la popolazione di HAMR recentemente scoperta possa provenire da frammentazioni in queste orbite.

### A.4 ORBITE POLARI

I satelliti che si trovano in orbite polari viaggiano tra i due poli invece che attorno all'equatore, ad altitudini comprese tra i 200 km e i 1000 km. Un particolare tipo di orbita polare è quella sincrona con il Sole, che permette ad un satellite di mantenere fisso il proprio piano orbitale rispetto alla direzione del Sole, consentendo quindi operazioni ripetibili nel tempo, come osservazioni con condizioni di illuminazione costanti.

# B

## Two Line Elements

Si riportano in Tab. B.1 e Tab. B.2 la descrizione dei caratteri delle due righe che compongono i TLE [18].

**Tabella B.1:** prima riga di TLE. La prima colonna identifica i campi in cui raggruppare i caratteri, la seconda i caratteri che fanno parte del campo e la terza una breve descrizione.

Campo	Carattere	Descrizione
I.1	01	Numero di riga
I.2	03-07	Numero del satellite
I.3	08	Classificazione
I.4	10-11	Id. Int. (ultime due cifre dell'anno di lancio)
I.5	12-14	Id. Int. (numero di lancio dell'anno)
I.6	15-17	Id. Int. (pezzo del lancio)
I.7	19-20	Anno dell'epoca (ultime due cifre)
I.8	21-32	Epoca (giorno e frazione del giorno)
I.9	34-43	Derivata temporale del moto medio
I.10	45-52	Derivata temporale seconda del moto medio
I.11	54-61	BSTAR
I.12	63	Tipo di efemeridi
I.13	65-68	Numero di elemento
I.14	69	Checksum

I campi I.2 e I.3 identificano il satellite nello specifico catalogo di NORAD, in particolare

la classificazione fa riferimento alla disponibilità per il pubblico del TLE. I successivi tre campi riguardano l'Identificazione Internazionale assegnata da WDC-A-R&S. Si hanno poi i campi 1.7 e 1.8 che individuano il momento di riferimento. Seguono le derivate temporali del moto medio e il coefficiente balistico, discusso in Sez. 5.1.2. Il campo successivo identifica il modello utilizzato per ridurre i dati. 1.13 indica il numero della TLE. Infine l'ultimo campo è un parametro di controllo che rappresenta l'ultimo numero della somma di tutte le cifre della riga (i caratteri vengono ignorati e i segni negativi vengono considerati pari a 1).

**Tabella B.2:** seconda riga di TLE. Come in Tab. B.1, le colonne indicano come interpretare i caratteri della riga.

Campo	Carattere	Descrizione
2.1	01	Numero di riga
2.2	03-07	Numero del satellite
2.3	09-16	Inclinazione [Gradi]
2.4	18-25	Ascensione Retta del nodo ascendente [Gradi]
2.5	27-33	Eccentricità
2.6	35-42	Argomento del perigeo [Gradi]
2.7	44-51	Anomalia media [Gradi]
2.8	53-63	Moto medio [Rivoluzioni al giorno]
2.9	64-68	Numero di rivoluzione all'epoca
2.10	69	Checksum

La seconda riga contiene la maggior parte delle informazioni che riguardano l'orbita dell'oggetto, si rimarca che i valori sono medie che non tengono conto delle perturbazioni dell'orbita. Sotto un esempio di TLE che riguarda il modulo Zarya dell'ISS:

```
1 25544U 98067A 04236.56031392 .00020137 00000 - 0 16538 - 3 0 9993
2 25544 51.6335 344.7760 0007976 126.2523 325.9359 15.70406856328906
```

# Bibliografia

- [1] D. Vallado, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. Microcosm Press, 2013.
- [2] N. L. Johnson, P. H. Krisko, J.-C. Liou e P. D. Anz-Meador, “NASA’s new breakup model of evolve 4.0”, *Advances in Space Research*, vol. 28, pp. 1377–1384, 2001.
- [3] T. Hanada, J.-C. Liou, P. Krisko e T. Nakajima, “For Better Calculation of the Average Cross-Sectional Area of Breakup Fragments”, *Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan*, vol. 7, set. 2009.
- [4] A. Francesconi, C. Giacomuzzo, L. Olivieri et al., “CST: A new semi-empirical tool for simulating spacecraft collisions in orbit”, *Acta Astronautica*, vol. 160, pp. 195–205, lug. 2019.
- [5] L. Olivieri, C. Giacomuzzo e A. Francesconi, “Analysis of fragments larger than 2 mm generated by a picosatellite fragmentation experiment”, *Acta Astronautica*, vol. 204, mar. 2023.
- [6] S.-w. Lan, S. Liu, Y. Li, F.-w. Ke e J. Huang, “Debris area distribution of spacecraft under hypervelocity impact”, *Acta Astronautica*, vol. 105, pp. 75–81, dic. 2014.
- [7] J. Murray, H. Cowardin, J.-C. Liou et al., “Analysis of the DebrisSat Fragments and Comparison to the NASA Standard Satellite Breakup Model”, NASA, rapp. tecn., 2019.
- [8] K. Sakuraba, Y. Tsuruda, T. Hanada, J.-C. Liou e Y. Akahoshi, “Investigation and comparison between new satellite impact test results and NASA standard breakup model”, *International Journal of Impact Engineering*, vol. 35, pp. 1567–1572, dic. 2008.
- [9] T. Hanada, J.-C. Liou, T. Nakajima e E. Stansbery, “Outcome of recent satellite impact experiments”, *Advances in Space Research*, vol. 44, pp. 558–567, set. 2009.
- [10] T. Schildknecht, R. Musci, W. Flury et al., “Optical Observations of Space Debris in High-Altitude Orbits”, *European Space Agency, (Special Publication) ESA SP*, vol. 587, p. 113, lug. 2005.
- [11] F. Hoots e R. Roehrich, “Spacetrack Report No. 3”, NORAD, rapp. tecn., 1980.

- [12] J. Sang, J. C. Bennett e C. H. Smith, “Estimation of ballistic coefficients of low altitude debris objects from historical two line elements”, *Advances in Space Research*, vol. 52, n. 1, pp. 117–124, 2013.
- [13] Z. LU e W. HU, “Estimation of ballistic coefficients of space debris using the ratios between different objects”, *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 30, n. 3, pp. 1204–1216, 2017.
- [14] C. Pardini e L. Anselmo, “Physical properties and long-term evolution of the debris clouds produced by two catastrophic collisions in Earth orbit”, *Advances in Space Research*, vol. 48, n. 3, pp. 557–569, 2011.
- [15] J.-C. Liou e N. Johnson, “Characterization of the cataloged Fengyun-1C fragments and their long-term effect on the LEO environment”, *Advances in Space Research*, vol. 43, n. 9, pp. 1407–1415, 2009.
- [16] C. Pardini e L. Anselmo, “Satrap satellite reentry analysis program”, CNUCE, rapp. tecn., 30 ago. 1994, pp. 1–41.
- [17] (30 Mar. 2020). “Types of orbits”, indirizzo: [https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Types\\_of\\_orbits](https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits).
- [18] T. S. Kelso. (23 ott. 2023). “Frequently Asked Questions: Two-Line Element Set Format”, indirizzo: <https://celestrak.org/columns/v04n03/>.