

1222·2022  
**800**  
ANNI



UNIVERSITÀ  
DEGLI STUDI  
DI PADOVA

Università degli Studi di Padova  
Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Classificazione e misura di frammenti generati da impatti  
iperveloci su materiali trasparenti

Tutor universitario:

Prof. Alessandro Francesconi

Co-tutor:

Dott. Lorenzo Olivieri

Laureando:

Dario Delbono

Matricola: 2018072



# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>1</b>
1.1	Finestre in ambito spaziale e loro funzioni . . . . .	1
1.2	Rischi presenti nell'ambiente spaziale . . . . .	2
<b>2</b>	<b>Detriti spaziali e fattori di rischio</b>	<b>4</b>
2.1	Definizione, origine e andamento della popolazione detritica . . . . .	4
2.2	Sorveglianza e tracciamento . . . . .	6
2.3	Fonti di detriti spaziali e vita in orbita . . . . .	8
2.4	Metodi di riduzione del rischio ed incidenti recenti . . . . .	9
2.5	Politiche di mitigazione del rischio e linee guida . . . . .	10
<b>3</b>	<b>Impatti iperveloci e tecniche di riduzione del rischio</b>	<b>11</b>
3.1	Definizione di impatto iperveloce . . . . .	11
3.2	Equazione di limite balistico . . . . .	13
3.3	Tecniche di protezione passiva da impatti iperveloci . . . . .	14
<b>4</b>	<b>Test eseguiti e risultati</b>	<b>17</b>
4.1	Il CISAS dell'Università di Padova e cannone a gas leggero a due stadi . . . . .	17
4.2	Analisi dei campioni . . . . .	19
4.3	Discussione sui risultati ottenuti . . . . .	24
<b>5</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>27</b>

## Sommario

In un ambiente ostile come quello spaziale, la presenza di superfici trasparenti montate su stazioni spaziali e velivoli richiede particolari attenzioni per quanto riguarda il montaggio e la scelta dei materiali. Con l'attuale presenza costante di astronauti in orbita e con diverse missioni con equipaggio in programma è necessario eseguire dei test sui materiali scelti per realizzare le finestre e rendere la loro implementazione sicura. Questo, unito al fatto che i detriti spaziali sono aumentati vertiginosamente negli ultimi anni, rende necessario creare delle finestre in grado di resistere agli impatti dei detriti. I materiali impiegati devono anche avere ottime proprietà ottiche e al contempo offrire un'adeguata resistenza alle radiazioni, alla differenza di pressione tra ambiente interno ed esterno e ai repentini cambi di temperatura.

Le finestre sono fondamentali per missioni con equipaggio perché permettono agli astronauti di avere una visione sull'ambiente circostante e di portare a termine le missioni preposte. Al giorno d'oggi le finestre sono considerate essenziali per manovre di attracco, supporto alle passeggiate spaziali, monitoraggi scientifici e morale dell'equipaggio.

Negli ultimi anni tra i molti rischi presenti nell'ambiente spaziale quello degli impatti iperveloci causati da detriti spaziali ha superato tutti gli altri, specialmente in orbita bassa (LEO). I detriti spaziali sono oggetti artificiali prodotti dall'uomo e non più funzionali. Sono stati lasciati in orbita in oltre 60 anni di attività spaziali, e si muovono a velocità dell'ordine dei km/s con la capacità di causare danni anche catastrofici. E' quindi doveroso studiare la resistenza di questi materiali agli impatti iperveloci.

Nello specifico, nel laboratorio di ipervelocità del CISAS dell'Università di Padova sono stati fatti test sulla silice fusa all'impatto di sferette di alluminio lanciate tramite un cannone nelle condizioni di impatto iperveloce. I frammenti espulsi dalla lastra nell'impatto sono stati suddivisi, pesati, analizzati ed attraverso i dati raccolti si sono tracciati dei grafici che mostrano la loro distribuzione dimensionale. Questi dati potranno avere una certa utilità in futuro per l'elaborazione di un modello previsionale che darà una visione più chiara sul tipo di danno che può essere causato da un detrito spaziale impattante queste superfici.

# Capitolo 1

## Introduzione

### 1.1 Finestre in ambito spaziale e loro funzioni

I materiali trasparenti per le finestre vengono in genere usati in velivoli o stazioni spaziali con astronauti a bordo, mentre nei satelliti robotici solitamente non vi sono aperture. Questo è dovuto anche al fatto che le aperture costituiscono un elevato rischio dal punto di vista strutturale e termico. Per questo motivo il loro utilizzo viene limitato allo stretto indispensabile.

Troviamo diversi esempi di finestre come nel modulo Cupola della ISS, nel modulo di comando Columbia della missione Apollo 11 che portò l'uomo sulla luna per la prima volta e nella capsula Dragon di SpaceX.



Figura 1.1: Vista esterna della cupola

Le funzioni delle finestre sono molteplici: consentono all'equipaggio di osservare la stazione stessa o l'ambiente circostante, sono usate per manovre di attracco, supporto alle passeggiate spaziali, monitoraggi scientifici e ricoprono un ruolo fondamentale anche sul piano psicologico. Proprio dalla ISS vengono costantemente scattate dai membri dell'equipaggio delle suggestive fotografie attraverso le finestre del modulo cupola. La ISS completa infatti 15,5 orbite al giorno ad un'altitudine compresa tra i 330 e i 410 chilometri e questo consente agli astronauti a bordo di osservare la quasi totalità dei siti terrestri e anche molti oggetti celesti.



Figura 1.2: Fotografia della superficie terrestre scattata dalla Cupola della ISS

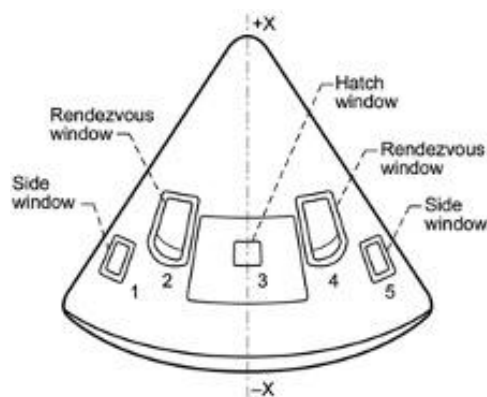


Figura 1.3: Schema delle finestre nel modulo di comando Columbia

## 1.2 Rischi presenti nell'ambiente spaziale

Va tenuto in considerazione che l'ambiente spaziale è molto ostile e non è possibile usare materiali standard come quelli usati in ambito terrestre. Il materiale scelto deve rispettare delle ipotesi stringenti per la sicurezza dell'equipaggio e del modulo stesso. Il vetro deve mantenere pressurizzato il modulo dove è montato, avere un'alta resistenza agli shock termici, attenuare le radiazioni che non sono schermate dall'atmosfera terrestre e proteggere dai detriti spaziali e dai micrometeoriti che possono raggiungere velocità fino a 16 km/s.

Il rischio principale se ci sono astronauti a bordo è quello della depressurizzazione dell'abitacolo e ciò può avvenire se il vetro viene forato da un detrito spaziale. Come precauzione aggiuntiva alcune finestre vengono coperte con degli shutter quando non usate per limitare il rischio di impatti esterni direttamente sulla superficie esterna della finestra.

Il materiale più usato per realizzare le finestre in ambiente spaziale è la silice fusa, ampiamente utilizzata fin dagli anni 60. Ne troviamo esempi nelle missioni Apollo, nella prima stazione spaziale Skylab, nell'attuale ISS, nello Shuttle e nel veicolo spaziale Orion. [1] Questo materiale trasparente è prodotto sinteticamente come modifica amorfa del quarzo, in un arco voltaico a circa 2000°C. La caratteristica più rilevante è il coefficiente di dilatazione termica estremamente basso oltre ad un'eccellente elasticità e resistenza agli shock termici. Ha inoltre una bassa conduttività termica,

una buona trasparenza ottica ed un'elevata resistenza alla corrosione.

Sebbene sia un materiale testato ampiamente dal punto di vista termico e ottico sono necessari ulteriori dati per quando riguarda gli impatti con detriti spaziali, essendo questo un problema relativamente recente.

In questa tesi si analizzeranno quindi lastre di silice fusa quando sottoposte ad impatti a velocità elevata, si cercherà di ricreare le condizioni presenti in orbita terrestre usando dei proiettili che bene rappresentano la densità media della popolazione detritica, e questi verranno accelerati contro le lastre con velocità tipiche dei detriti nelle orbite di interesse.

Nel laboratorio di ipervelocità del CISAS dell'Università degli Studi di Padova si sono testate le lastre colpendole con sferette di alluminio accelerate tramite un cannone a velocità molto elevate. Per la disposizione delle lastre si è scelta la configurazione dello scudo Whipple a tre pareti. I frammenti che hanno avuto origine nell'impatto sono stati suddivisi, analizzati ed attraverso i dati raccolti si sono creati dei grafici che mostrano la loro distribuzione dimensionale.

Ciò è stato fatto per ottenere, attraverso i dati raccolti, un modello matematico utile per simulare il tipo di danno che si può presentare su queste superfici nell'impatto con un detrito spaziale, in modo da comprendere come il materiale potrebbe comportarsi in seguito ad eventi simili che sono sempre più comuni in orbite basse.

## Capitolo 2

# Detriti spaziali e fattori di rischio

### 2.1 Definizione, origine e andamento della popolazione detritica

I detriti spaziali comprendono tutti gli oggetti artificiali non più funzionali presenti nell'orbita terrestre o rientranti nell'atmosfera terrestre. Il termine viene usato per riferirsi a satelliti morti per malfunzionamento o perché arrivati a fine vita come anche ad oggetti di più piccole dimensioni. Ricadono in questa definizione gli stadi dei razzi, frammenti di satellite, scaglie di vernici, polveri, materiale espulso dai motori dei razzi, liquido refrigerante rilasciato dal satellite nucleare RORSAT ed altre piccole particelle o oggetti persi da astronauti durante passeggiate spaziali. I detriti spaziali prodotti dagli umani sono di gran lunga superiori in numero rispetto ai micrometeoriti che hanno invece origine naturale. Inoltre, i micrometeoriti sono in genere in orbita intorno al sole con conseguenti velocità maggiori mentre i detriti spaziali, proprio a causa della loro origine, orbitano intorno alla terra.

A partire dall'inizio dell'era spaziale, nel 1957, sono stati effettuati oltre 6000 lanci nello spazio, che hanno portato in orbita terrestre circa 13000 satelliti, dei quali circa 8500 sono attualmente in orbita e di cui solamente 6300 sono attualmente funzionali.

Si può quindi affermare che l'attività spaziale degli ultimi 60 anni ha prodotto la totalità dei detriti che adesso popolano le orbite terrestri. In questo periodo ci sono infatti state circa 630 esplosioni, rotture, collisioni o eventi anomali che hanno coinvolto satelliti e veicoli spaziali. Queste esplosioni hanno dato luogo alla produzione e alla dispersione di detriti nelle orbite terrestri. Si stima che la massa totale dei detriti in orbita terrestre sia superiore alle 10100 tonnellate. [2]

Negli ultimi anni il numero di detriti spaziali è aumentato vertiginosamente, diventando uno dei principali pericoli in ambiente spaziale a causa della sempre crescente probabilità di impatto con satelliti attivi e stazioni spaziali. Negli impatti si produrrebbero ulteriori detriti che a loro volta potrebbero impattare altri corpi, stando allo scenario della sindrome di Kessler.

Donald J. Kessler infatti disse che si potrebbe arrivare a un punto in cui il volume di detriti spaziali che si trovano in orbita intorno alla Terra, diventa così elevato che gli oggetti in orbita vanno spesso in collisione, creando così una reazione a catena con incremento esponenziale del volume dei detriti stessi e con aumentato rischio di impatti. La conseguenza diretta del realizzarsi di tale scenario consiste nel fatto che il crescente numero di rifiuti in orbita renderebbe impossibile per molte generazioni l'esplorazione spaziale e anche l'uso dei satelliti artificiali.[3]

I grafici previsionali basati sulla sindrome di Kessler mostrano infatti un incremento esponenziale del



numero di detriti, specialmente nelle orbite basse. La figura mostra come, anche qualora in futuro non si incrementi la frequenza dei lanci, si avrebbe comunque un aumento degli oggetti spaziali e delle collisioni tra essi.

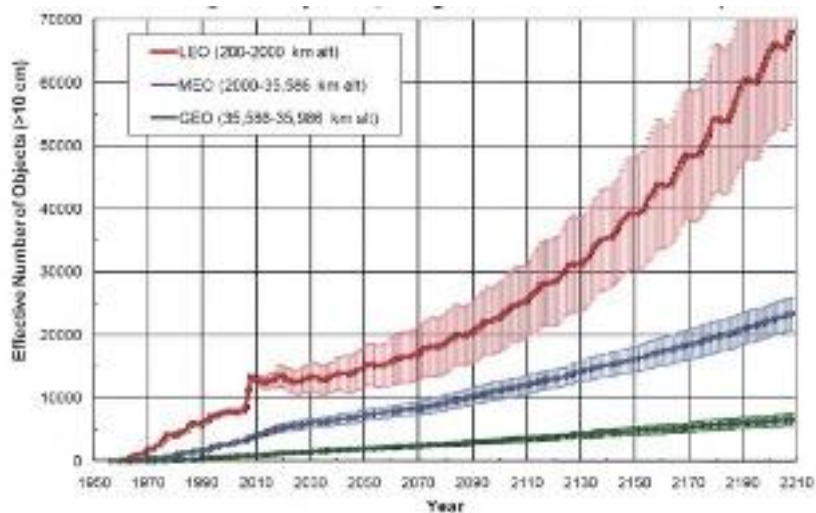


Figura 2.1: Numero previsto di detriti spaziali derivanti dalla sindrome di Kessler se l'attività spaziale venisse interrotta per i prossimi 200 anni

## 2.2 Sorveglianza e tracciamento

L'elevata popolazione detritica presente nelle orbite terrestri rende necessario un sistema di tracciamento a livello globale e la creazione di un catalogo aggiornato dei detriti attualmente in orbita. Il tracciamento di questi detriti permette a veicoli o a stazioni spaziali di compiere manovre correttive per evitare gli impatti più catastrofici, in base alle previsioni del percorso orbitale dei detriti. I detriti più piccoli sono invece impossibili da tracciare e per ridurre la loro pericolosità si ricorre invece a tecniche di difesa passiva.

La United States Space Surveillance Network (SSN) individua, traccia e cataloga gli oggetti artificiali in orbita intorno alla terra.



Figura 2.2: Mappa della rete di sorveglianza spaziale

I suoi compiti principali sono i seguenti:

- Prevede quando un oggetto spaziale in decadimento rientrerà nell'atmosfera terrestre;
- Previene che un oggetto proveniente dallo spazio, che ai radar può sembrare un missile, mandi un falso allarme per attacco missilistico agli Stati Uniti e ad altri paesi;
- Traccia grafici sull'attuale posizione dei detriti spaziali e disegna il loro percorso orbitale;
- Individua nuovi detriti spaziali in orbita;
- Mappa gli oggetti che viaggiano nell'orbita terrestre;
- Produce un catalogo aggiornato di detriti spaziali;
- Determina la proprietà di un oggetto spaziale rientrante in atmosfera;
- Informa la NASA di eventuali pericoli imminenti per la stazione spaziale internazionale o per satelliti in orbita.

Attualmente ci sono più di 27000 detriti tracciati dalla SSN. [4] L'osservazione dei dati raccolti è tenuta aggiornata attraverso una serie di radar e telescopi terrestri nonché attraverso telescopi spaziali. Sfortunatamente, i detriti catalogati e tracciabili costituiscono solo una piccola percentuale della totalità dei detriti mentre i restanti rimangono inosservati. I telescopi usati infatti hanno dei limiti sia per dimensione del detrito individuabile sia per lontananza dello stesso dal punto di osservazione.

La più piccola dimensione individuabile in orbita bassa è intorno ai 5-10 cm mentre in orbita GEO, essendo questa più lontana, intorno ai 30-100 cm. La maggior parte dei detriti si trova entro 2000 km dalla superficie terrestre: all'interno di questo volume il numero di detriti varia significativamente con l'altitudine e la più grande concentrazione si ha intorno agli 800-850 km dalla superficie. Si

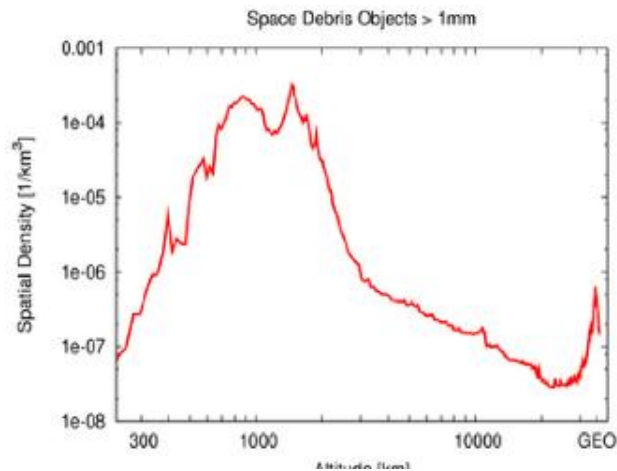


Figura 2.3: Andamento della densità detritica con l'altitudine

stima che la popolazione in orbita terrestre di oggetti di origine artificiale sia la seguente:

- 20000 oggetti maggiori di 10 cm;
- 700000 oggetti compresi tra 1 e 10 cm;
- 170 milioni di oggetti compresi tra 1 e 10 mm.

I detriti compresi intorno al centimetro sono in genere troppo piccoli per essere tracciati ma abbastanza grandi da danneggiare un satellite anche in modo catastrofico. [5] La crescente popolazione di detriti spaziali aumenta il potenziale pericolo per tutti i satelliti e per i veicoli spaziali con equipaggio a bordo, come la stazione spaziale internazionale e la crew dragon di SpaceX. Il rischio principale è quello della depressurizzazione di un modulo o di tutta la stazione.

## 2.3 Fonti di detriti spaziali e vita in orbita

La maggior parte dei detriti spaziali tracciabili dalla SSN ha avuto origine da esplosioni che hanno creato nuvole di frammenti. Nella popolazione detritica vi sono poi satelliti morti, razzi esausti e oggetti relativi a missioni. Altri detriti, di più piccole dimensioni e non catalogati dalla SSN comprendono:

- Materiale che si stacca per il deterioramento degli ugelli dei motori o materiale espulso con gli scarichi. In particolare, ossidi di alluminio, polveri e scorie (slags);
- Droplets, goccioline di refrigerante dei reattori nucleari RORSAT;
- Prodotti della degradazione delle superfici dovuti all'esposizione all'ambiente spaziale;
- Frammenti delle nuvole di detriti che si propagano verso lo spazio.

Più alta è l'altitudine e maggior sarà il tempo in cui il detrito rimarrà in orbita, in genere i detriti più bassi di 600km rientrano in atmosfera dopo diversi anni, ad 800 km il tempo di ritorno si misura solitamente in decenni, sopra i 1000km un detrito rimarrà in orbita per un secolo o più. In orbita GEO (35786 km) il detrito rimarrà in orbita per un tempo indefinito anche se la probabilità di collisione in quest'orbita è relativamente bassa rispetto alla LEO. C'è però da dire che l'incertezza sulla predizione di singoli eventi è abbastanza alta ed un singolo evento imprevedibile in orbita geostazionaria potrebbe deteriorare l'ambiente orbitale in un colpo solo aumentando il rischio per gli altri satelliti.

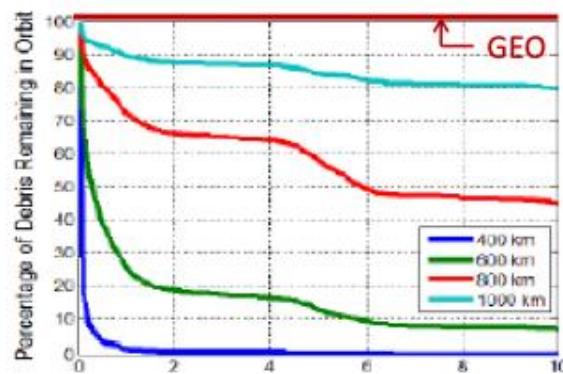


Figura 2.4: Vita media dei detriti in funzione dell'altitudine

## 2.4 Metodi di riduzione del rischio ed incidenti recenti

I detriti spaziali costituiscono attualmente un grave fattore di rischio nell'ambiente spaziale. Possono raggiungere velocità fino a 16km/s in orbite LEO e fino a 2km/s in orbite GEO. Gli impatti ad alta energia che si verificano quando questi colpiscono un veicolo spaziale possono causare gravi danni ad un satellite, dal fallimento di un singolo componente alla distruzione totale dello stesso. I parametri considerati per la gravità dell'impatto sono la dimensione del detrito, la velocità relativa rispetto al satellite e l'angolo di impatto.

Ci sono diverse metodologie per la riduzione del rischio da impatto:

- Per i detriti maggiori di 10 cm si ricorre a manovre correttive che consentono di evitare l'impatto. Ciò è possibile proprio perché i detriti di tali dimensioni sono tracciabili e si può quindi sapere con anticipo quando questi potrebbero entrare in collisione con una stazione spaziale o un satellite grazie alla conoscenza del loro percorso orbitale;
- Per i detriti di dimensioni minori di 1 cm si ricorre a tecniche di protezione passiva attraverso scudi in grado di sopportare l'energia sprigionata nell'impatto ed impedire la foratura delle pareti. Queste tecniche sono costose perché i materiali usati sono pesanti e ingombranti. In genere sono dotate di scudi solo le stazioni spaziali con equipaggio a bordo mentre per i satelliti artificiali non sono in genere presenti scudi e si ricorre spesso alla ridondanza dei componenti più importanti. In modo che anche se il satellite viene colpito e si ha il fallimento di un suo componente, si può comunque avere ancora un satellite funzionale;
- Per i detriti di dimensioni comprese tra 1 e 10 cm non esistono attualmente metodi di riduzione del rischio. Questi detriti non si possono tracciare per le loro ridotte dimensioni ma sono abbastanza grandi da provocare anche danni catastrofici per i satelliti.

Recentemente ci sono stati alcuni impatti con detriti spaziali in orbita, e lo scenario descritto da Kessler ha iniziato a dare i primi indizi di correttezza:

Nel 1996 avviene la prima collisione accidentale nello spazio tra il satellite militare francese Cerise e un detrito proveniente da uno stadio del razzo vettore Ariane V16. Questo impatto ha portato alla formazione di nuovi detriti;

Nel 2007 è stato effettuato il primo test antisatellite con la distruzione intenzionale di un satellite meteorologico cinese tramite un'arma cinetica mentre si trovava in orbita polare. L'evento ha portato molte preoccupazioni nella comunità internazionale per la grande quantità di detriti originatisi nell'impatto;

Nel 2009 avviene la prima collisione satellitare accidentale tra due satelliti in orbita terrestre. La collisione ha coinvolto il satellite russo Kosmos 2251 e quello statunitense Iridium 33. Il satellite statunitense era ancora operativo mentre quello russo era da tempo non funzionale.

## 2.5 Politiche di mitigazione del rischio e linee guida

Dal 1988 la politica ufficiale degli Stati Uniti è stata quella di ridurre al minimo la creazione di nuovi detriti spaziali. [6] La più recente politica spaziale a livello nazionale (28 giugno 2010) contiene una sezione intitolata "Preserve the Space Environment" che affronta l'argomento della mitigazione dei detriti spaziali sia nel breve che nel lungo periodo. Nel 2001 gli Stati Uniti hanno adottato una serie di misure per agenzie e dipartimenti governativi chiamate "pratiche standard di mitigazione dei detriti spaziali".

Queste pratiche standard sono diventate la base per lo sviluppo di linee guida internazionali per la mitigazione dei detriti orbitali. Russia, Cina, Giappone, Francia e l'Agenzia spaziale europea hanno tutte emanato linee guida per la mitigazione dei detriti orbitali. Inoltre, nel 2007 le Nazioni Unite, attraverso la Commissione delle Nazioni Unite sull'uso pacifico dello spazio extra-atmosferico, hanno creato una serie di linee guida per la mitigazione dei detriti orbitali.

Queste linee guida sono delle norme di comportamento che dovrebbero essere seguite dagli Stati responsabili; ma il fatto che al momento non esistano sanzioni per chi non le rispetta ha portato ad alcuni incidenti che hanno aumentato la popolazione detritica. In genere gli Stati Uniti e le nazioni Europee rispettano queste linee guida, ma ci sono altre azioni che le disattendono regolarmente, danneggiando così l'ambiente orbitale e mettendo a rischio il futuro della presenza umana nello spazio. L'associazione più importante è la Inter-Agency Space Debris Committee (IADC). E' stata fondata nel 1993, comprende 11 agenzie spaziali nazionali tra cui NASA, ESA e ASI. Nel 2002 lo IADC ha adottato una serie di linee guida per la mitigazione del problema dei detriti, che hanno ottenuto un ampio consenso internazionale.

## Capitolo 3

# Impatti iperveloci e tecniche di riduzione del rischio

### 3.1 Definizione di impatto iperveloce

In genere l'impatto di un detrito con un satellite o un velivolo spaziale viene definito iperveloce per le sue peculiari caratteristiche e per la dinamica del processo che lo rende diverso rispetto ad impatti a velocità più basse.

Gli impatti iperveloci (Hypervelocity Impacts - HVI) sono un fenomeno dinamico e localizzato causato dall'impatto tra due oggetti ad una velocità relativa tra essi maggiore della velocità del suono nel mezzo considerato. [7]

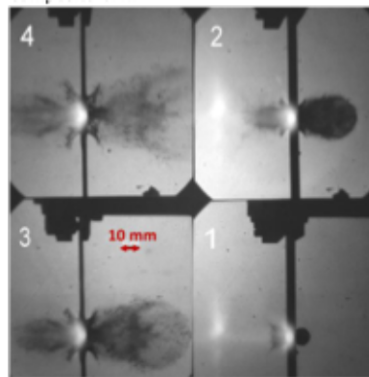


Figura 3.1: Impatto iperveloce in laboratorio

L'evento è altamente dinamico perché il tempo di contatto tra frammento e target è nell'ordine dei microsecondi e localizzato perché il danno prodotto nella struttura impattata è confinato al punto dell'impatto e quindi si tratta sostanzialmente di un piccolo foro. Questo rappresenta sicuramente un grave rischio per moduli pressurizzati con astronauti a bordo. Per satelliti robotici invece il problema non è tanto il foro in sé ma il fatto che a seguito di questa perforazione si forma una nube di frammenti molto estesa la quale può danneggiare cavi e componenti interni del satellite o ancora peggio il serbatoio del propellente.

L'elevata energia sprigionata nell'impatto provoca un incremento repentino della temperatura che comporta una transizione di fase del materiale, inizialmente solido, e la generazione di plasmi. L'impatto genera delle onde di compressione che si riflettono sulla superficie posteriore dell'oggetto colpito come onde di trazione. Anche se il proiettile non perfora la parete può avere luogo una deformazione della faccia posteriore del pannello (spall) e può accadere che alcuni frammenti si staccino dalla parete, creando quello che viene definito spall distaccato.

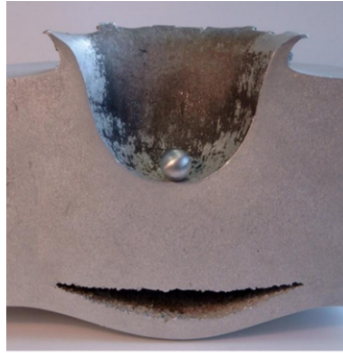


Figura 3.2: Test realizzato dall'ESA, un blocco di alluminio di 18 cm di spessore è stato colpito da una sfera uguale a quella della foto, anche questa di alluminio.

L'impatto si sviluppa in quest'ordine:

1. Forte compressione al punto d'impatto;
2. Si creano onde di pressione che si propagano e si focalizzano in un'onda d'urto;
3. Forte incremento di temperatura locale con transizione di fase;
4. Si genera un flusso idrodinamico;
5. Si generano dei plasmi con conseguenti emissioni elettromagnetiche;
6. Si crea uno stato di espansione alla faccia posteriore (spall): questo è il risultato delle riflessioni alla parete libera delle onde d'urto di compressione in onde di trazione.



### 3.2 Equazione di limite balistico

Per progettare sistemi di protezione passiva si eseguono test in laboratorio che prevedono di accelerare proiettili a velocità molto elevate contro il target da testare.

I dati così ottenuti sono utilizzati per tracciare la curva di limite balistico. Per ogni dimensione del proiettile si eseguono test a diverse velocità fino a che si ha un fallimento, si avanza poi di dimensione fino a quando sono stati raccolti una quantità sufficiente di dati. Segnati i punti sul grafico si traccia una curva interpolante dove in ascissa si ha la velocità relativa tra target e corpo impattante, e in ordinata la sua dimensione. Le zone al di sopra della curva sono zone in cui si ha il fallimento del target.

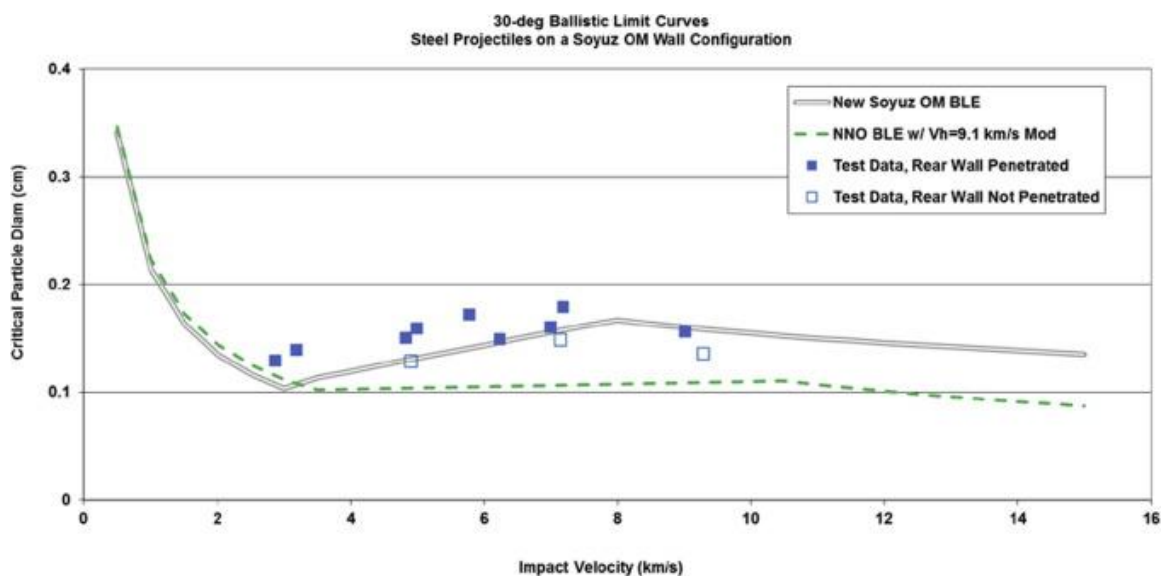


Figura 3.3: Curva di limite balistico, con i quadratini blu sono indicati test falliti, con quelli bianchi i test non falliti. Si nota la curva interpolante tracciata con la linea grigia

Nello specifico, l'equazione di limite balistico definisce la dimensione del più piccolo detrito che ad una data velocità causa il fallimento incipiente del target.

La definizione di fallimento dipende dal tipo di dispositivo che subisce l'impatto iperveloce. Per una cella fotovoltaica, ad esempio, il fallimento può essere associato al fatto che la cella viene cortocircuitata e non tanto alla perforazione della cella stessa. Il fallimento incipiente per i materiali usati nelle tecniche di protezione passiva (passive shielding) riguarda invece la situazione in cui il target è al limite della perforazione. Questo si realizza quando nella parete posteriore dello scudo impattato si crea un danno di spall ed esso si rompe lasciando fuoriuscire piccole particelle (spall distaccato).

### 3.3 Tecniche di protezione passiva da impatti iperveloci

Tra le tecniche di protezione passiva la più usata è la configurazione dello scudo di Whipple. Questo consiste in un dispositivo in cui si ha una lamina sacrificale detta bumper su cui vanno ad impattare i detriti, la quale è posta ad una certa distanza (standoff) dalla parete strutturale (rear wall) da proteggere.

Questo è stato il primo scudo realizzato per proteggere dagli impatti iperveloci, tutti i successivi si basano su questa configurazione con alcune modifiche.



Figura 3.4: Scudo Whipple montato sulla sonda della NASA Stardust

In genere gli scudi Whipple non sono presenti su satelliti senza equipaggio perché troppo gravosi dal punto di vista del costo e della massa trasportata, in genere su tali satelliti si ricorre alla ridondanza dei componenti cruciali piuttosto che alle tecniche di difesa passiva. Lo scopo dello scudo è frammentare l'oggetto impattante così da disperderne l'energia fra lo scudo ed il bersaglio. Quando il corpo impattante colpisce il bumper si forma una nuvola di detriti che impatta sulla parete strutturale da proteggere con minor energia cinetica rispetto ad un impatto diretto, ed essendo questa distribuita su una regione più ampia il carico di pressione sarà minore. È interessante fare

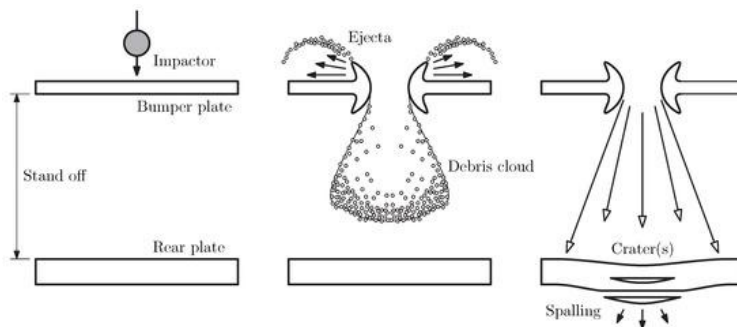


Figura 3.5: Funzionamento scudo Whipple

un confronto tra uno scudo Whipple e uno scudo monolitico, analizzando i rispettivi dati nel grafico dell'equazione di limite balistico. Per fare ciò si considerano uno scudo Whipple con il solo bumper, ed uno scudo monolitico, entrambi dello stesso spessore, dove con lo spessore dello scudo Whipple si intende la somma degli spessori di bumper e rear wall.

La linea blu tratteggiata è riferita allo scudo monolitico e quella nera allo scudo Whipple. In genere

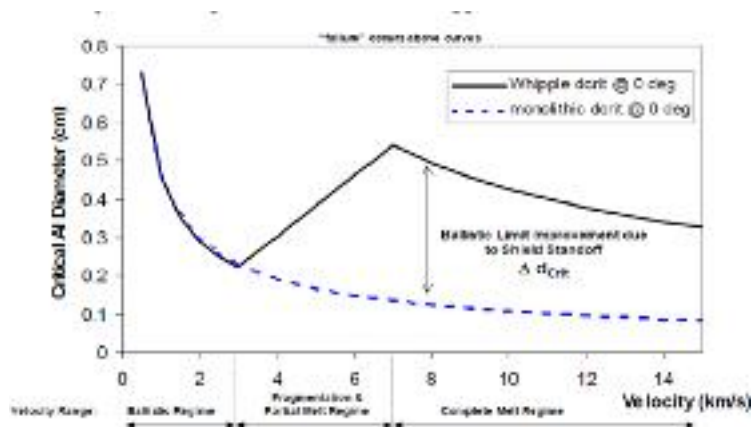


Figura 3.6: Confronto limite balistico tra scudo Whipple (in nero) e scudo monolitico (in blu tratteggiato)

L'andamento dello scudo monolitico è monotono decrescente e varia come  $v^{-2/3}$  mentre l'andamento dello scudo Whipple non è monotono ma vi è una zona intorno ai 3 km/s in cui il limite balistico va crescendo nonostante la velocità aumenti. [8] La ragione di questo strano comportamento è spiegata dal fatto che quando il detrito colpisce il bumper distruggendolo, anch'esso si frammenta generando una nuvola di detriti. Quest'ultima è tanto più finemente frammentata e dispersa sull'area di impatto della parete strutturale da proteggere quanto maggiore è la velocità di impatto. Si innesca quindi un meccanismo di frammentazione e dispersione che porta a danni di più lieve entità sul target. Infatti, quanto più la dimensione dei frammenti diminuisce tanto più il rischio di perforazione puntuale del target cala. Inoltre, quanto più l'area di impronta sulla superficie del target cresce tanto minore è il carico di pressione su di esso.

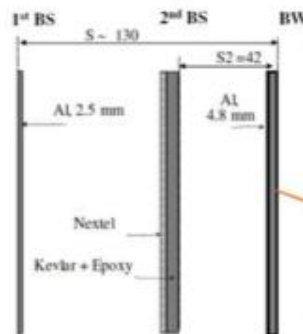


Figura 3.7: Configurazione dello scudo Whipple multi-wall montato sulla ISS

Questo fenomeno di frammentazione e dispersione cresce con la velocità ma non indefinitamente: ad un certo punto la frammentazione è massima e la dispersione della nuvola di detriti è massima e quindi se si aumenta ancora la velocità rispetto a questo punto tutta l'energia cinetica in eccesso non può che tradursi in livelli di pressione maggiori sul target. Si ha quindi il fallimento dello scudo. Rispetto allo scudo monolitico si è comunque recuperata un'ampia zona di sicurezza senza aumentare

il peso totale visto che lo scudo monolitico e quello Whipple hanno lo stesso spessore delle superfici. Vi sono però ingombri maggiori visto che nello scudo Whipple le due pareti sono separate dalla distanza di standoff.

Le prestazioni dello scudo Whipple sono una funzione della distanza di standoff, dello spessore del bumper e dello spessore del target. Nel caso di scudi Whipple in leghe di alluminio i valori di massimo e minimo sulla curva di limite balistico si trovano rispettivamente a 3 e 7 km/s.

La particolare curva dello scudo Whipple è a spigolo vivo perché la fisica del fenomeno è così complessa che la si riesce a rappresentare solo nel primo e nell'ultimo tratto mentre nella zona di transizione non ci sono ancora modelli esaustivi per la sua rappresentazione. Si usa quindi tracciare semplicemente una retta di raccordo tra i due tratti.

Degna di nota è la configurazione dello scudo Whipple Columbus montato sulla ISS. In questa configurazione viene interposto tra bumper e rear wall una parete aggiuntiva formata da un materiale composto da fibre di Kevlar in resina epossidica nella parte posteriore e da fibre di Nextel ceramiche nella parte anteriore. Questo scudo può proteggere da detriti delle dimensioni di 1 cm fino a 10 km/s.

## Capitolo 4

# Test eseguiti e risultati

### 4.1 Il CISAS dell'Università di Padova e cannone a gas leggero a due stadi

I test condotti sono stati portati a termine presso il CISAS di Padova nel laboratorio di ipervelocità e propulsione aerospaziale

Il CISAS nasce come Centro Universitario Interdipartimentale il 29 Gennaio 1991 con decreto Rettorale n.852 e contestualmente all'emanazione del suo Statuto, su iniziativa dei Proff. Francesco Angrilli e Pierluigi Bernacca.



Figura 4.1: Logo CISAS

Il CISAS ha lo scopo di promuovere, coordinare e svolgere studi, ricerche ed attività spaziali che favoriscano il collegamento tra Scienze, Discipline di Base, Ricerca Applicata ed Attività Industriale. Attraverso le ricerche spaziali e il Dottorato in Scienze Tecnologie e Misure Spaziali mira a contribuire alla formazione di nuovi laureati e ricercatori con una preparazione multidisciplinare. [9]

Il CISAS è l'unico centro in Italia dotato di un cannone a gas leggero per i test di impatti iperveloci e uno dei pochi in Europa insieme all'istituto Ernst-Mach in Germania, al Centre d'Etudes de Gramat in Francia e all'Università di Kent nel Regno Unito. Un cannone a gas leggero è uno strumento che permette di simulare impatti iperveloci in laboratorio, usando gas, quali elio o idrogeno, per accelerare un proiettile che rappresenta il detrito spaziale. I cannoni bi-stadio a gas leggero (LGG) sono la tecnologia predominante, per la loro superiore affidabilità e ripetibilità se confrontati con altre tecnologie studiate attualmente. Il Cannone a Gas Leggero a Due Stadi (Two Stage Light Gas Gun) usato nel CISAS di Padova può accelerare proiettili fino a 100 mg ad una velocità massima di 6 km/s. La maggior parte dei centri di ricerca nel mondo adotta invece cannoni più pesanti che sfruttano una tecnologia di tipo esplosiva che permette, da un lato di accelerare i proiettili a velocità superiori agli 8 km/s, ma dall'altro limita la frequenza degli spari a 2-3 al giorno poichè dopo ogni colpo il cannone dev'essere disassemblato per poterne controllare lo stato, pulirlo, sostituire le valvole di rottura danneggiate e il pistone e rifornire il combustibile; di conseguenza non è possibile raccogliere molti dati per caratterizzare il comportamento del materiale d'interesse. [10]



Figura 4.2: Cannone a gas leggero usato per i test

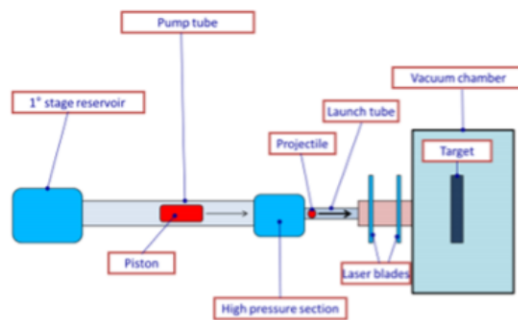


Figura 4.3: Schema del cannone a gas leggero a due stadi presente nel CISAS

Le principali caratteristiche del Cannone a Gas Leggero a Due Stadi, che lo differenziano dal precedente, sono:

- La sostituzione dei dischi di rottura con valvole a controllo automatico o esterno;
- La presenza di un sistema di controllo automatico che gestisce il cannone durante tutte le sue fasi di funzionamento;
- La possibilità di ripetere uno sparo dopo pochi minuti dal precedente, potendo eseguire circa 10 spari in un giorno;
- La scarsa necessità di manutenzione, la quale dev'essere effettuata dopo ogni 30 colpi.

Un dispositivo di questo tipo permette quindi di effettuare molti test in un breve periodo di tempo e di raccogliere più informazioni in merito al fenomeno dell'impatto iperveloce.

## 4.2 Analisi dei campioni

Ultimamente, nel laboratorio ipervelocità del CISAS dell'Università di Padova si stanno facendo test sui danni da impatto iperveloce su pannelli trasparenti ad uso spaziale. Nei test condotti e oggetto di questa tesi si sono usati campioni di silice fusa: un materiale usato in ambito spaziale sin dagli anni 60 per le ottime proprietà termiche e ottiche.

I pannelli impiegati nei test da impatto iperveloce hanno un'area di  $25 \times 25 \text{ cm}^2$ . La configurazione adottata è quella dello scudo Whipple multi-wall con uno spessore del bumper frontale di 3,175 mm, uno spessore della witness plate di 1,27 cm e uno spessore della piastra intermedia pari a 6,35 mm o 9,52 mm a seconda dei casi. Per quanto riguarda invece la distanza di standoff tra le piastre, quella tra il bumper e la piastra intermedia è di 2.54 cm per il campione 9206 e di 1.27 cm per i campioni 9207 e 9212. Mentre la distanza tra la piastra intermedia e la witness plate è di 6.27 cm per tutti i campioni.

I test prevedono la preparazione di tre pannelli all'interno della camera a vuoto: il bumper è tipicamente più sottile degli altri pannelli e il suo scopo è quello di frammentare il proiettile e disperdere i frammenti in modo da rendere meno dannoso l'impatto sul pannello principale. Vi è poi il pannello principale su cui avviene l'impatto e su cui si genera il cratere e lo spall; il pannello posteriore, denominato witness plate, ha il ruolo di rilevare l'impatto dei frammenti che si possono distaccare dallo spall del pannello principale o dal proiettile originario. In seguito all'impatto i campioni dell'area del target che si sono distaccati nell'impatto vengono raccolti ed analizzati per catalogarne le caratteristiche e le dimensioni del danno subito. Uno sparo è ritenuto "valido" e può essere tenuto in considerazione per le analisi se nel target è presente solamente il danno causato dal proiettile e non da altre sorgenti, come ad esempio dai sabot che potrebbero non essersi separati adeguatamente dal proiettile. Si discuterà ora dei test condotti sui 3 campioni di silice fusa, ottenuti in 3 impatti distinti.

Questi verranno identificati con i numeri 9206, 9207 e 9212 e le loro caratteristiche si trovano nella tabella sottostante. Una volta preparati i pannelli all'interno della camera a vuoto, il proiettile di

Codice	d (cm)	v (km/s)	$t_b(cm)$	$t_{MP}(cm)$	$t_b/d$
9206	0.29	4.698	0.3175	0.952	1.09
9207	0.29	3.371	0.3175	0.635	1.09
9212	0.32	4.852	0.3175	0.952	0.99

Tabella 4.1: Dati per ogni campione testato.

alluminino viene lanciato verso la lastra. Quello che è rimasto delle lastre viene poi rimosso per fare analisi sulle dimensioni del danno subito. In questa tesi ci si occuperà dei frammenti espulsi durante l'impatto. Questi frammenti vengono raccolti e pesati nella loro interezza con una bilancia da laboratorio. Si procede poi, tramite dei setacci di dimensioni diverse, a suddividere i frammenti in cinque classi in base alla dimensione passante attraverso i setacci.



Figura 4.4: Esempio di setacci usati durante i test

Si ottengono così cinque classi per ogni campione:

- Frammenti maggiori di 3 mm;
- Frammenti compresi tra 2 e 3 mm;
- Frammenti compresi tra 1 e 2 mm;
- Frammenti compresi tra 0.5 e 1 mm;
- Frammenti minori di 0.5 mm.

Ogni classe viene pesata separatamente e i detriti così ottenuti sono separati in buste di plastica.



Figura 4.5: Suddivisione in buste di plastica dei campioni in base alla loro dimensione

Codice	<0.5 mm (g)	0.5-1 mm (g)	1-2 mm (g)	2-3 mm (g)	>3 mm (g)
9206	0.892	0.475	0.615	0.754	36.294
9207	0.474	0.296	0.335	0.211	0
9212	1.272	0.991	1.119	1.089	63.054

Tabella 4.2: Massa per ogni classe dimensionale

Dopo aver diviso i frammenti nelle classi si procede ad analizzare ogni classe singolarmente. I dati di interesse per questa analisi sono il numero di frammenti maggiori di una data dimensione e la



dimensione di ogni frammento all'interno della classe. Questo è importante perché ci consentirà più avanti di tracciare un grafico rappresentante la distribuzione dimensionale dei detriti. Dato l'elevato numero di detriti, specialmente nelle classi più piccole, si è scelto di usare uno scanner che produrrà delle immagini per ogni classe. Si userà poi un software per contare e misurare le dimensioni dei detriti.

I frammenti sono stati sparsi su dei fogli rossi per aumentare il contrasto, ciascun foglio rappresenta l'intera classe della dimensione considerata per il campione. Questa è un'operazione delicata perché, specialmente nelle classi dimensionali più piccole, i frammenti tendono ad attaccarsi alle bustine di plastica o al foglio di plastica posto tra essi e il vetro dello scanner. È necessaria quindi particolare cautela e ci si serve di un paio di pinzette per facilitare l'operazione.

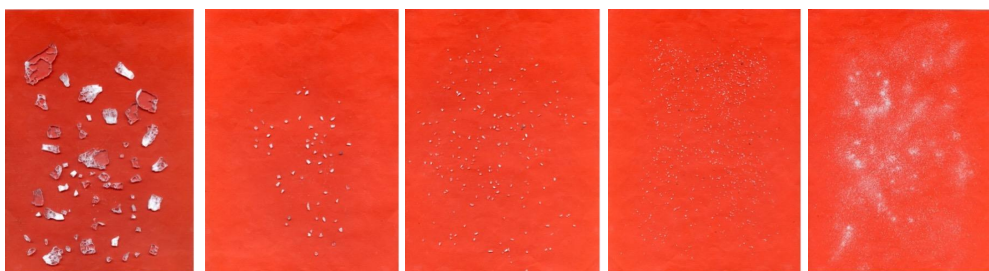


Figura 4.6: Immagini ottenute dallo scanner per il campione 9206, a partire da sinistra dalla dimensione più grande alla più piccola

Partendo dalle immagini ottenute, si usa un programma implementato in Matlab che ha il compito di contare i frammenti e calcolare per ciascun elemento la dimensione caratteristica. Il codice utilizza un sistema automatico di ricognizione della geometria. I dati usati per questo sono l'asse maggiore e l'asse minore dell'ellisse avente certe caratteristiche uguali alla geometria del frammento.

Considerando la natura della silice fusa, che ha un'elevata trasparenza, ci sono stati alcuni problemi in merito alla numerazione dei frammenti. In particolare, alcuni frammenti più grossi di 3 mm venivano visti come un gruppo di frammenti come si può notare nell'immagine sottostante. Ogni crocetta rossa rappresenta quello che il programma ha identificato come un singolo frammento. Evidentemente l'errore era notevole considerando che 4 frammenti venivano scambiati per circa 20.

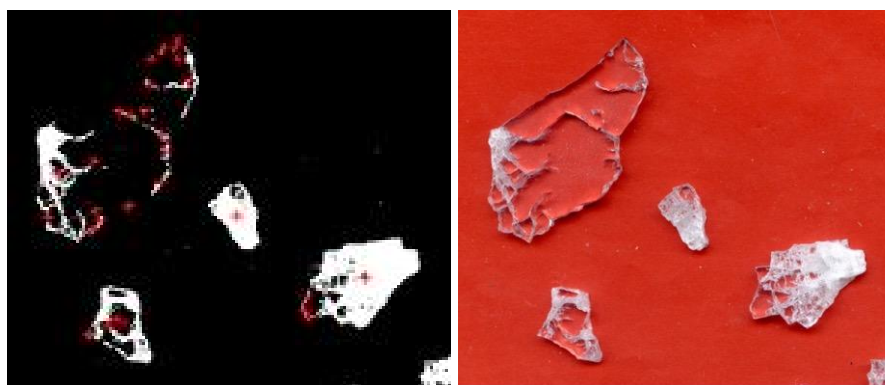


Figura 4.7: Frammenti contati in modo errato, a sinistra l'analisi ottenuta dal programma, a destra l'immagine di partenza.

Si è quindi scelto di adottare una soluzione semplice ma funzionale.

I detriti che venivano identificati in modo errato sono stati ripassati di bianco seguendo esattamente il perimetro del frammento. Questo non inficia in nessun modo l'analisi dato che il programma deve solo contare i frammenti e stabilire le dimensioni di ognuno. La trasparenza della silice non ha alcuna importanza in queste analisi.

Si sono così ottenuti dei conteggi esatti come si nota nell'immagine sottostante dove ogni crocetta rossa rappresenta un singolo frammento. Si nota che alcuni frammenti non sono stati ripassati perché venivano contati correttamente anche prima.

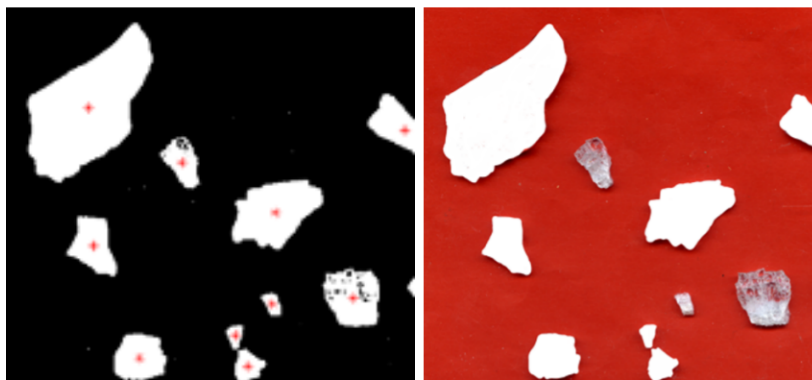


Figura 4.8: Frammenti contati in modo esatto dopo la correzione, a sinistra l'analisi ottenuta dal programma, a destra l'immagine di partenza.

Queste complicazioni si sono avute solo per frammenti di grandi dimensioni. Per i frammenti più piccoli di 0,5 mm si sono avuti però ulteriori problemi e non così facilmente risolvibili. Infatti, la silice fusa nelle dimensioni sotto al mezzo millimetro ha una costituzione simile a quella di una polverina sottile ed è particolarmente difficile distinguerne i singoli frammenti.



Figura 4.9: Ingrandimento sulla classe minore di 0.5 mm, si nota come certi gruppi di frammenti sono aggregati tra loro.

Si è comunque provato a elaborare l'immagine con il programma su Matlab e nel caso del campione 9206 si è ottenuto un numero di 17500 frammenti. Questo numero è sicuramente minore rispetto ai frammenti realmente presenti e quindi si è scelto di escludere i frammenti di quella dimensione dai dati analizzati. Infatti, diversi gruppi coesi composti da centinaia di frammenti vengono contati

come un solo elemento. Si può comunque proseguire con le analisi avendo l'accortezza di considerare soltanto i dati per i frammenti maggiori di mezzo millimetro.

### 4.3 Discussione sui risultati ottenuti

Per ogni campione si è quindi tracciato un grafico rappresentante la sua distribuzione dimensionale. Questo è stato fatto tramite il numero di frammenti maggiori di una data dimensione (4 classi in totale) e la dimensione di ogni frammento ottenuta tramite il sistema automatico di ricognizione della geometria descritto prima. I grafici mostrano, per una data dimensione, il numero di frammenti uguali o superiori a quella dimensione.

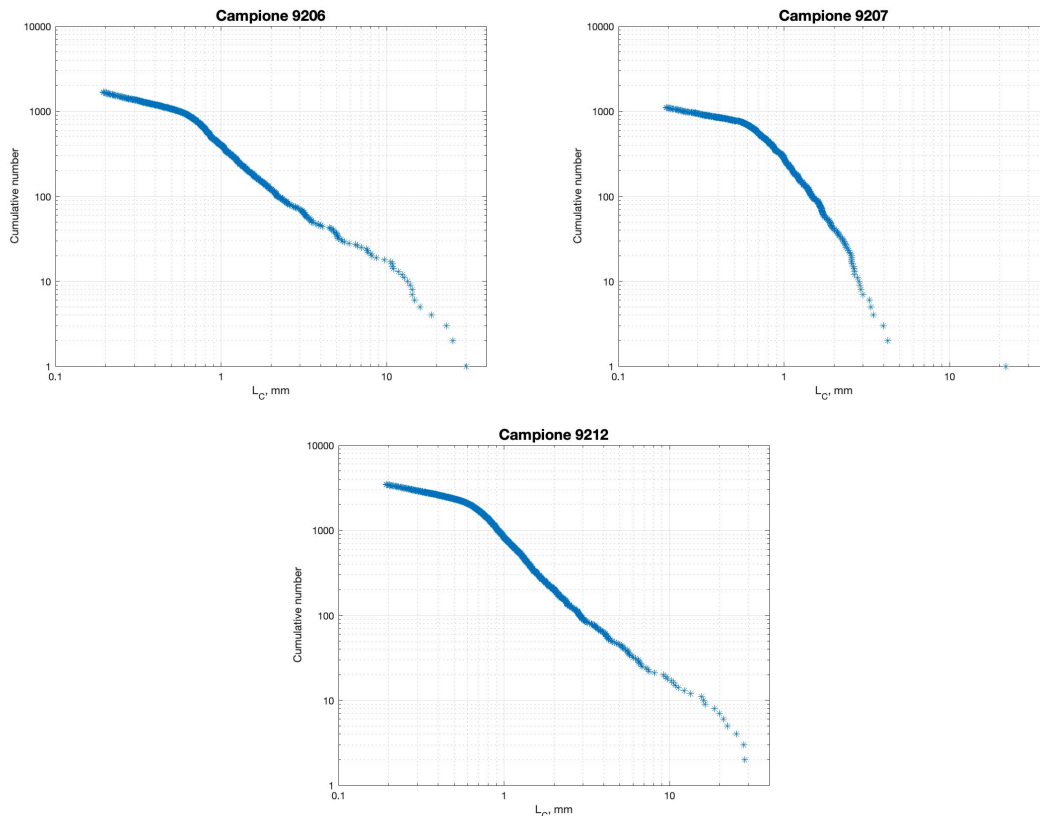


Figura 4.10: Grafici rappresentanti la distribuzione dimensionale dei campioni

Il campione 9212 è quello che ha prodotto il maggior numero di frammenti nell'impatto. In questo test si è infatti usata una sferetta di alluminio di diametro 3.2 mm ad una velocità di 4.85 km/s mentre nei campioni 9206 e 9207 la sferetta aveva un diametro di 2.9 mm e una velocità di 4.69 e 3.37 km/s rispettivamente. Si nota come il numero di frammenti cresce con la velocità e con il diametro del proiettile. Inoltre, nel campione 9207 si è usata una piastra di spessore 6.35 mm invece dei 9.52 mm degli altri due campioni. Anche questo ha sicuramente portato ad un numero di frammenti minore.

Analizzando l'andamento delle curve si nota come quella del campione 9207 decresce più velocemente perché ci sono meno frammenti di grandi dimensioni. Tutte e tre le curve presentano un cambiamento dell'andamento intorno ai 0.6-0.7 mm. Questo è dovuto esclusivamente all'assenza di frammenti minori di 0,5mm nei test considerati. Per correttezza andrebbe quindi considerato l'andamento delle

curve solo a partire dal secondo tratto, in modo che tutti i frammenti maggiori della dimensione corrispondente siano presenti.

Facendo comunque un tentativo ed includendo nei dati anche il numero di frammenti di dimensioni minori del mezzo millimetro (17500) per il campione 9206 si ottiene il seguente grafico.

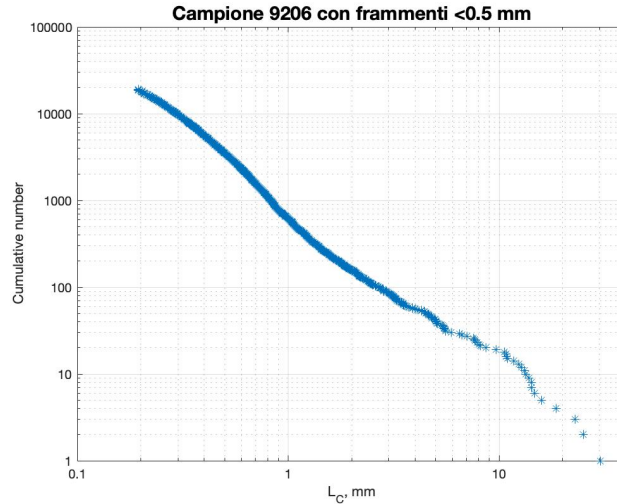


Figura 4.11: Distribuzione dimensionale del campione 9206 includendo i frammenti minori di 0.5 mm.

Come detto sopra, il numero è certamente errato però si nota come l'aver incluso questi dati porti a una curva più uniforme rispetto alle precedenti. Questa curva è sicuramente più rappresentativa della situazione reale e può essere usata per fare dei confronti con altre curve di distribuzione dimensionale.

Si prenderà in considerazione una nota formula sviluppata dalla NASA usata per calcolare la distribuzione dimensionale dei detriti che si creano in un impatto iperveloce. Lo scenario è leggermente diverso rispetto ai test eseguiti nel CISAS di Padova perché i target non erano lastre uniformi di silice fusa ma sistemi complessi. L'equazione è stata ottenuta per via empirica da numerosi impatti iperveloci eseguiti in laboratorio, dalla collisione in orbita del satellite SOLWIND e dai test SOCIT (Satellite Orbital Debris Characterization Impact Test) condotti dal dipartimento della Difesa degli Stati Uniti e dalla NASA nel 1992 per promuovere lo sviluppo di modelli di rottura di un satellite. [11]

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

Nell'equazione  $L_c$  è la dimensione dei frammenti in metri e  $M$  è la massa in chilogrammi del frammento moltiplicata per la velocità d'impatto in km/s. I proiettili usati nel CISAS di Padova erano di alluminio e possiamo calcolare quindi il valore di  $M$  moltiplicando la densità dell'alluminio per il volume delle sferette e per la velocità di impatto. Il valore che si ottiene per  $M$  è  $1.43 \times 10^{-3}$ .

Su un grafico in scala logaritmica sono poi stati riportati due grafici:

- In arancio l'andamento della curva ottenuta tramite la formula sviluppata dalla NASA;
- Con le freccette blu i dati sperimentali del campione 9206 nel quale sono stati inclusi anche i frammenti minori di 0,5 mm.

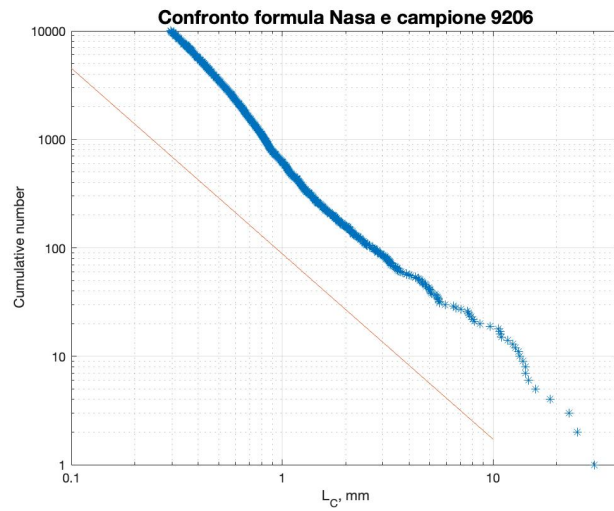


Figura 4.12: Confronto tra dati sperimentali del campione 9206 e curva ottenuta tramite l'equazione sviluppata dalla NASA

Si nota che l'andamento delle due curve è simile ma il numero dei frammenti maggiori o uguali di una certa dimensione sono sempre maggiori nel caso dei dati sperimentali. Infatti, se consideriamo come esempio la dimensione di 1 mm vediamo dal grafico che nel campione 9206 ci sono circa 600 frammenti maggiori o uguali a questa dimensione. La formula per il valore di 1 mm restituisce invece un valore di circa 100 frammenti.

Questo accade perché, come già detto, la formula della NASA è stata sviluppata a partire da test su sistemi complessi. Ci si aspetta quindi di ottenere frammenti in numero più contenuto nel caso di sistemi complessi, mentre nel caso della silice fusa, che tende a frammentarsi molto producendo piccole particelle, il numero di frammenti è maggiore.

## Capitolo 5

# Conclusioni

Considerando il rischio crescente di impatti iperveloci in orbita e la sempre più frequente implementazione di finestre e aperture trasparenti in stazioni e veicoli spaziali, è necessario adottare materiali adeguati alla loro realizzazione. Tali materiali oltre ad avere una resistenza agli impatti iperveloci devono avere ottime proprietà termiche e ottiche.

Il fenomeno dell'impatto iperveloce è complesso e la risposta dei materiali differente. Motivo per cui è doveroso giungere a un modello matematico a partire da basi empiriche. Questo modello deve essere in grado di dare una previsione della risposta del materiale ad un impatto di questo tipo, simulando le condizioni che si possono avere in orbite terrestri.

I test svolti nel laboratorio di ipervelocità del CISAS dell'Università degli Studi di Padova sulle lastre di silice fusa colpita da un proiettile ci hanno permesso di ottenere dei dati con i quali si sono realizzati grafici rappresentanti la distribuzione dimensionale dei frammenti.

Si è visto come le curve ottenute hanno un andamento simile ad altre sviluppate dalla NASA nel 1992 sempre partendo da dati empirici.

Questi dati, insieme ad altri che si otterranno con futuri test, ci permettono di comprendere la risposta del materiale ad un evento del genere. Questo, unito al fatto che la popolazione detritica in orbita terrestre è in continuo aumento, rendono le analisi svolte fondamentali per la scelta di un opportuno materiale con cui realizzare le finestre nell'ambiente spaziale.

# Bibliografia

- [1] Jon Salem. “Applying Fused Silica and Other Transparent Window Materials in Aerospace Applications.” In: ().
- [2] ESA. *Space debris by numbers*. URL: [https://www.esa.int/Space\\_Safety/Space\\_Debris/Space\\_debris\\_by\\_the\\_numbers](https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris/Space_debris_by_the_numbers).
- [3] Donald Kessler. “Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit.” In: *Advances in Space Research* 11.12 (1991), pp. 63–66.
- [4] NASA. *Orbital debris*. URL: [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/station/news/orbital\\_debris.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/station/news/orbital_debris.html).
- [5] L. Barilaro. “Measurement techniques for assessing and reducing the risk posed by Micrometeoroid and Orbital Debris to Space vehicles.” In: (2012).
- [6] Thomas F. Tascione. *Introduction to the space environment*. Orbit, a foundation series. Orbit Book Co., 1988. ISBN: 0894640208.
- [7] ESA. *What are hypervelocity impacts*. URL: [https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Operations/What\\_are\\_hypervelocity\\_impacts](https://www.esa.int/Enabling_Support/Operations/What_are_hypervelocity_impacts).
- [8] Brandon Holladay. “Validation of the Ballistic Limit Equation for Monolithic Aluminum Shielding at Geostationary Orbital Debris Impact Velocity”. In: (2012).
- [9] CISAS Labs. *Presentazione del CISAS*. URL: <https://cisas.unipd.it/il-centro/presentazione>.
- [10] Alessandro Francesconi Daniele Pavarin. “Improvement of the CISAS High-Shot-Frequency Light-Gas Gun.” In: *International Journal of Impact Engineering* 29 (2003), pp. 549–562.
- [11] J.C. Lieu N.L. Johnson P.H. Krisko. “NASA’S NEW BREAKUP MODEL OF EVOLVE 4.0”. In: *Adv. Space Res.* 28.9 (2001), pp. 1377–1384.