



UNIVERSITÀ  
DEGLI STUDI  
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

**Dipartimento di Ingegneria Industriale DII**

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica

Impatti iperveloci su piastre di CFRP per applicazioni spaziali:  
caratterizzazione e simulazione

Relatore: Dott. Lorenzo Olivieri

Correlatore: Ing. Stefano Lopresti

Alberto Abiti 2085505

Anno Accademico 2023/2024



## Sommario

Abstract.....	5
1. Introduzione .....	6
2. Introduzione all'ambiente spaziale.....	8
2.1 Descrizione delle orbite geocentriche e del loro sfruttamento .....	8
2.2 Evoluzione dell'ambiente detritico spaziale .....	9
2.3 Concetto di cascata collisionale e modelli aggiornati sull'evoluzione dell'ambiente spaziale.....	13
2.4 Linee guida IADC per la mitigazione dei detriti spaziali.....	17
2.4.1 Limitazione dei detriti rilasciati nel corso delle normali operazioni.....	17
2.4.2 Minimizzazione del rischio di disgregazioni in orbita .....	17
2.4.3 Smaltimento post missione.....	18
2.4.4 Prevenzione delle collisioni in orbita .....	18
2.5 Linee guida IADC per la protezione dai detriti spaziali .....	19
2.5.1 Meteoroid/ Orbital debris (M/OD) risk assessment .....	19
2.6 Protezione passiva, studio dell'impatto iperveloce .....	21
2.6.1 Modello fisico dell'impatto iperveloce in un materiale isotropo .....	22
2.6.2 Centri sperimentali per lo studio degli impatti iperveloci.....	25
2.6.3 Centro sperimentale CISAS dell'Università di Padova .....	26
2.7 Scudi per la protezione dei detriti orbitali: tipologie e materiali utilizzati .....	30
2.7.1 Nuovi materiali per gli scudi.....	32
2.7.2 Configurazioni migliorative per gli scudi Whipple .....	33
3. Scopo dello studio.....	38
3.1 Introduzione alla fibra di carbonio e ai CFRP.....	38
3.2 Comportamento dei CFRP soggetti ad impatti iperveloci .....	40
3.3 Campagne sperimentali per impatti iperveloci su CFRP condotte dal CISAS .....	43
4. Modelli di frammentazione per lastre in CFRP .....	51
4.1 Descrizione dei parametri considerati e nuovi modelli .....	51
4.2 Calcolo del limite balistico .....	59
4.3 Calcolo della probabilità di sopravvivenza con il metodo della regressione logistica multipla .....	62
5. Simulazione di un HVI su una lastra di CFRP .....	65

5.1	Approcci per la simulazione degli impatti iperveloci .....	65
5.1.1	Simulazione numerica: gli idrocodici .....	65
5.1.2	Modellazione semi-empirica tramite software CSTS .....	67
5.2	Implementazione su CSTS e risultati .....	71
6.	Discussione e limiti dello studio .....	75
7.	Conclusione .....	76
8.	Bibliografia.....	77
9.	Appendice .....	79
9.1	Correlazioni per sandwich con lastre in carbonio unidirezionale.....	79
9.2	Correlazioni per sandwich con lastre in carbonio tessuto .....	82
9.3	Versione alternativa per le equazioni di correlazione .....	84
9.4	Errori sulle equazioni di limite balistico.....	86
9.5	Test di t per la significatività delle variabili indipendenti .....	88

## Abstract

Il numero crescente di oggetti artificiali lanciati in orbita, dall'inizio dell'era dell'esplorazione spaziale, comporta un incremento della pericolosità relativa all'ambiente detritico, soprattutto in orbite LEO (Low Earth Orbit), dovuto ad un aumento del rischio di collisioni ad alte velocità. Il timore principale è l'innescamento della Sindrome di Kessler, un effetto a cascata proposto nel 1978, in cui i detriti iniziano a collidere tra di loro e con satelliti operativi ed a crescere in modo esponenziale, rendendo alcune orbite inutilizzabili. Diventa quindi vitale studiare delle contromisure per arginare il problema perché, anche eventi di impatto con oggetti molto piccoli, possano portare a danni importanti per i satelliti in orbita, dal malfunzionamento di sottosistemi alla perdita totale della missione a causa di rotture catastrofiche.

Questa tesi si occupa di studiare, basandosi sui dati raccolti dal centro di ricerca CISAS dell'Università di Padova, il comportamento di materiali di CFRP per applicazioni legate alla protezione passiva tramite scudi spaziali. È stato analizzato il comportamento di piastre di CFRP, quando soggette ad impatti iperelocici, e si è cercato di sviluppare dei modelli analitici che descrivano i principali parametri geometrici del danno generato. Questi modelli sono stati poi implementati all'interno del software di simulazione per gli impatti iperelocici CSTS, software semi-empirico sviluppato internamente dal gruppo di ricerca, per essere confrontanti con i modelli utilizzati precedentemente.

# 1. Introduzione

Migliorare la comprensione dell'ambiente spaziale, dei detriti ed essere in grado di prevedere la loro evoluzione è di fondamentale importanza per poter proteggere le infrastrutture critiche nello spazio e garantire la sostenibilità a lungo termine dell'ambiente spaziale [1]. Quello dei detriti spaziali rappresenta un problema per l'ambiente spaziale di cui si ha consapevolezza fin dagli inizi degli anni '60, sulla base di ricerche portate avanti dagli Stati Uniti d'America ma è solo dai decenni successivi che si è creata una sensibilizzazione a livello internazionale. Un punto di svolta si è avuto nel 2002 con la pubblicazione, da parte dell'Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC), comitato internazionale che fa capo alle Nazioni Unite, di un documento denominato "IADC Space Debris Mitigation Guidelines" [2]. Questo documento è aggiornato regolarmente e rappresenta la base di documenti politici non vincolanti, legislazioni nazionali e come punto di partenza per definire standard tecnici. Le linee guida dello IADC (Inter-Agency Space Debris Coordination Committee) tutelano la sostenibilità e sicurezza delle orbite terrestri basse (LEO) e delle orbite Geosincrone (GEO). Esistono diverse contromisure che possono essere adottate per affrontare il problema dei detriti spaziali e possono essere catalogate come attive o passive [8]: le protezioni passive consistono in scudi, di varie forme e materiali [18] che proteggono i satelliti e i loro sistemi dagli impatti iperveloci. L'utilizzo di scudi trova maggiore efficacia nel prevenire danni causati da detriti di dimensione millimetrica e sub-millimetrica. Per prevenire danni da detriti di dimensioni maggiori spesso questi non sono sufficienti ed è necessario ricorrere, se possibile, a manovre evasive.

In questo contesto, il centro CISAS dell'Università di Padova ha condotto negli anni diverse campagne sperimentali per comprendere meglio il problema degli impatti iperveloci [20] e per testare le capacità, in termini di protezione, di diverse configurazioni di scudi. Per farlo è stata sfruttata la facility di iper velocità che comprende un acceleratore a due stadi a gas leggero (Two-Stage Light-Gas Gun -LGG) in grado di condurre test rappresentativi di impatti fino a velocità di 5.5 Km/s per proiettili con massa fino a 100 mg. Il gran numero di dati sperimentali raccolti negli anni ha rappresentato una base per lo sviluppo di un software semi-empirico, chiamato Collision Simulation Tool Solver (CSTS), in grado di modellare la collisione di oggetti con una mesh coarse di elementi macroscopici (MEs) che rappresentano le principali parti di un satellite, connesse tra di loro da link strutturali [32]. Durante l'impatto i MEs sono soggetti a frammentazione e il danno strutturale può essere trasmesso attraverso i links. I frammenti generati possono colpire gli altri elementi creando così un effetto a cascata che rappresenta la frammentazione dell'oggetto. Il software si è rivelato affidabile nel descrivere diverse condizioni di impatto anche su sistemi complessi [33].

Questa tesi è strutturata come segue: nella prima parte verrà delineata una panoramica dell'attuale ambiente delle orbite terrestri e delle relative problematiche, introducendo all'utilizzo di scudi per la protezione dei veicoli spaziali. Nella seconda parte si analizzeranno più nello specifico i CFRP come materiali per la protezione, cercando di comprenderne la fisica e sviluppando, sulla base dei dati sugli impatti iperveloci raccolti dal centro di ricerca CISAS e da quelli di altri centri di ricerca, disponibili in letteratura, un modello analitico che descriva i parametri geometrici del danno. Questo

modello è stato successivamente implementato all'interno di CSTS per verificarne le prestazioni in termini di descrizione della frammentazione, mettendolo a confronto di quello precedentemente utilizzato e discutendone i limiti e i possibili sviluppi.

## 2. Introduzione all'ambiente spaziale

In questo capitolo viene tracciata una panoramica dell'ambiente spaziale nelle orbite terrestri, parlando della situazione attuale e dell'evoluzione futura, concentrandosi in particolar modo sul problema legato ai detriti spaziali e al pericolo che essi rappresentano per gli oggetti artificiali in orbita. Verranno analizzate le misure attuali di mitigazione e protezione e gli sviluppi della ricerca nell'ambito della protezione passiva e nello specifico nell'ambito degli scudi per i veicoli spaziali.

### 2.1 Descrizione delle orbite geocentriche e del loro sfruttamento

Le orbite geocentriche possono essere classificate secondo diverse modalità. Nella tabella 2.1 è proposta una classificazione di queste orbite sulla base dei range di variazione dei seguenti parametri: altezza del perigeo ( $h_p$ ), altezza dell'apogeo ( $h_a$ ), inclinazione ( $i$ ), eccentricità ( $e$ ) e semiasse maggiore ( $a$ ).

Tab. 2.1 Range di definizione delle orbite terrestri. Le unità di misura sono km e gradi

Orbit	Description	Definition		
GEO	Geostationary Orbit	$i \in [0, 25]$	$h_p \in [35586, 35986]$	$h_a \in [35586, 35986]$
IGO	Inclined Geosynchronous Orbit	$a \in [37948, 46380]$	$e \in [0.00, 0.25]$	$i \in [25, 180]$
EGO	Extended Geostationary Orbit	$a \in [37948, 46380]$	$e \in [0.00, 0.25]$	$i \in [0, 25]$
NSO	Navigation Satellites Orbit	$i \in [50, 70]$	$h_p \in [18100, 24300]$	$h_a \in [18100, 24300]$
GTO	GEO Transfer Orbit	$i \in [0, 90]$	$h_p \in [0, 2000]$	$h_a \in [31570, 40002]$
MEO	Medium Earth Orbit	$h_p \in [2000, 31570]$	$h_a \in [2000, 31570]$	
GHO	GEO-superGEO Crossing Orbits	$h_p \in [31570, 40002]$	$h_a > 40002$	
LEO	Low Earth Orbit	$h_p \in [0, 2000]$	$h_a \in [0, 2000]$	
HAO	High Altitude Earth Orbit	$h_p > 40002$	$h_a > 40002$	
MGO	MEO-GEO Crossing Orbits	$h_p \in [2000, 31570]$	$h_a \in [31570, 40002]$	
HEO	Highly Eccentric Earth Orbit	$h_p \in [0, 31570]$	$h_a > 40002$	
LMO	LEO-MEO Crossing Orbits	$h_p \in [0, 2000]$	$h_a \in [2000, 31570]$	
UFO	Undefined Orbit			
ESO	Escape Orbits			

Due regioni in particolare sono spesso identificate come regioni protette dalle linee guida internazionali [1] in quanto intensamente utilizzate dalle attività umane:

- Le orbite LEO: regione sferica che va dalla superficie terrestre fino ad una quota di 2000 km: sono le più sfruttate per la loro vicinanza ed un effetto trascurabile del drag atmosferico.
- Le orbite GEO: segmento di guscio sferico a quota 35786 km  $\pm$  200 km e nello specifico la zona con latitudine  $-15^\circ < \delta < 15^\circ$ : la peculiarità di queste orbite è che il periodo di rotazione della Terra coincide esattamente con il periodo di rivoluzione di un satellite, consentendo a quest'ultimo di puntare sempre sulla stessa area.

Tab. 2.2 Range di definizione delle orbite protette secondo normativa IADC. Le unità di misura sono km e gradi

Orbit	Description	Definition
LEO <sub>IADC</sub>	IADC LEO Protected Region	$h \in [0, 2000]$
GEO <sub>IADC</sub>	IADC GEO Protected Region	$h \in [35586, 35986] \quad \delta \in [-15, 15]$

Il Report annuale sull'ambiente spaziale dell'ESA classifica gli oggetti presenti in questo ambiente come descritto in Tab. 2.3:

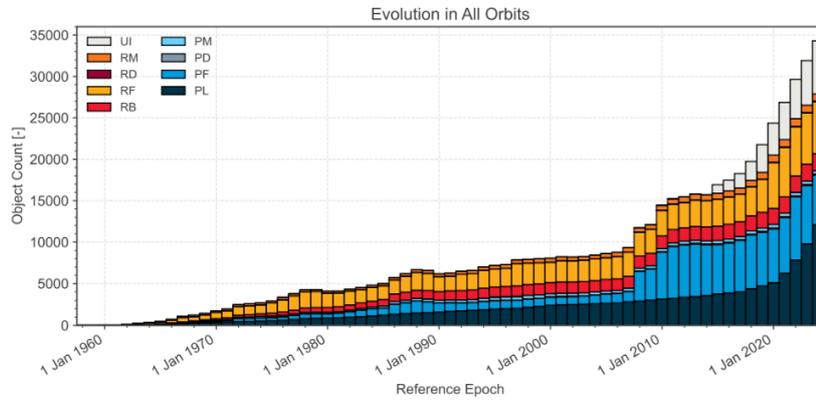
Tab. 2.3 Classificazione degli oggetti spaziali proposta dal report ESA

Tipo	Descrizione	Definizione
PL	<i>Payload</i>	Oggetti progettati per assolvere uno specifico compito nell'ambiente spaziale, escluse le funzionalità legate al lancio
PF	<i>Payload Fragmentation Debris</i>	Oggetti frammentati o rilasciati non intenzionalmente dal payload la cui origine può essere ricondotta a un evento unico (ad esempio derivanti da collisioni o esplosioni)
PD	<i>Payload Debris</i>	Oggetti frammentati o rilasciati non intenzionalmente dal payload la cui origine non è chiara ma le proprietà orbitali o fisiche consentono una correlazione con una fonte
PM	<i>Payload Mission Related Object</i>	Oggetti rilasciati come detriti che assolvono un compito utile al funzionamento del payload (come rivestimenti per strumenti ottici)
RB	<i>Rocket Body</i>	Oggetti progettati per assolvere una funzionalità legata al lancio
RF	<i>Rocket Fragmentation Debris</i>	Oggetti frammentati o rilasciati non intenzionalmente dal rocket la cui origine può essere ricondotta a un evento unico (ad esempio derivanti da esplosioni)
RD	<i>Rocket Debris</i>	Oggetti frammentati o rilasciati non intenzionalmente dal rocket la cui origine non è chiara ma le proprietà orbitali o fisiche consentono una correlazione con una fonte
RM	<i>Rocket Mission Related Object</i>	Oggetti rilasciati come detriti che assolvono un compito utile al funzionamento del rocket (come scudi o motori)
UI	<i>Unidentified</i>	

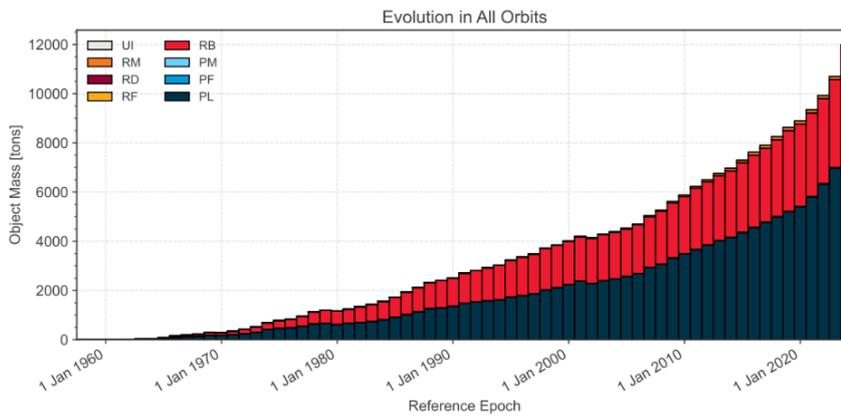
## 2.2 Evoluzione dell'ambiente detritico spaziale

In Fig. 2.1 è mostrata l'evoluzione dell'ambiente spaziale in termini di numero di oggetti, massa e area in orbita geocentrica, suddivisi per classe di oggetto. Questi grafici hanno il limite di rappresentare il numero di oggetti registrati anno per anno, limitatamente alla capacità dei sistemi di sorveglianza in uso in quella data epoca, producendo una sottostima di questi. Un effetto

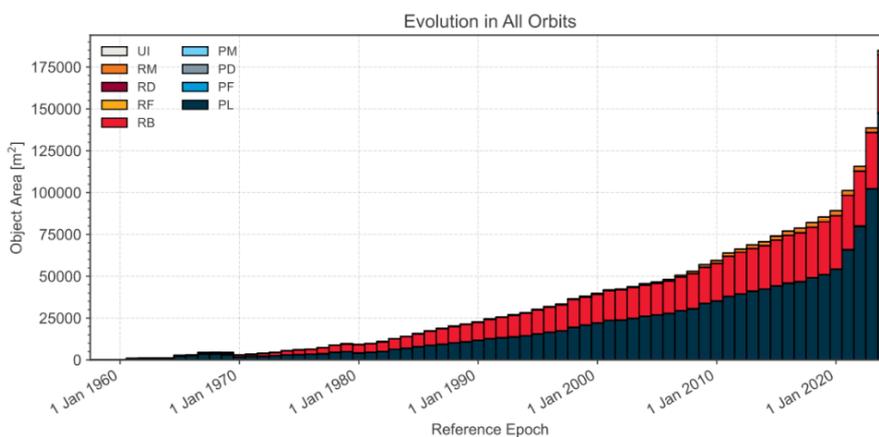
secondario è invece legato al fatto che, con il miglioramento degli strumenti a disposizione, molti detriti che prima non erano osservabili lo diventano ma, essendo difficile ricondurli ad un evento di frammentazione preciso, sono stati registrati nell'anno di osservazione. Nonostante queste limitazioni è facile osservare la grande crescita relativa all'ultimo decennio.



(a) Evolution of number of objects.



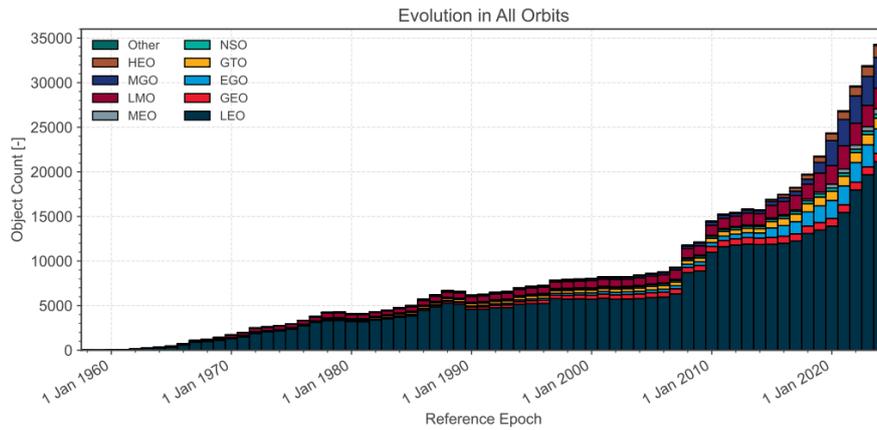
(b) Evolution of mass.



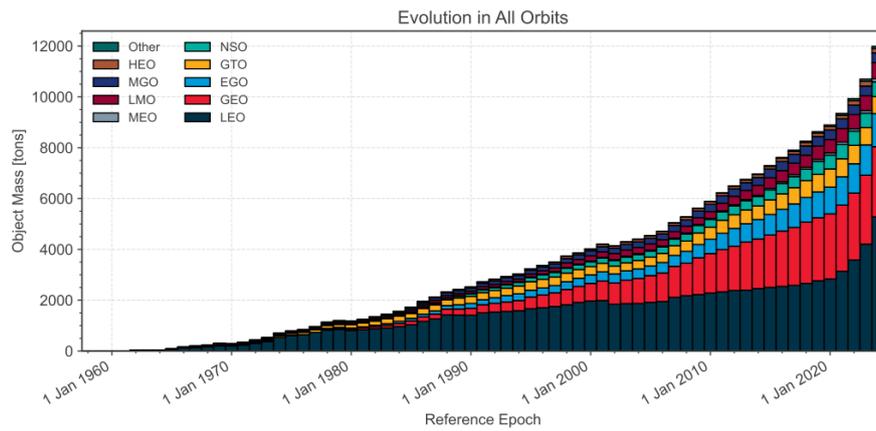
(c) Evolution of area.

Fig. 2.1 l'evoluzione dell'ambiente spaziale in termini di numero di (a) oggetti, (b) massa e (c) area in orbita geocentrica, suddivisi per classe di oggetto [1]

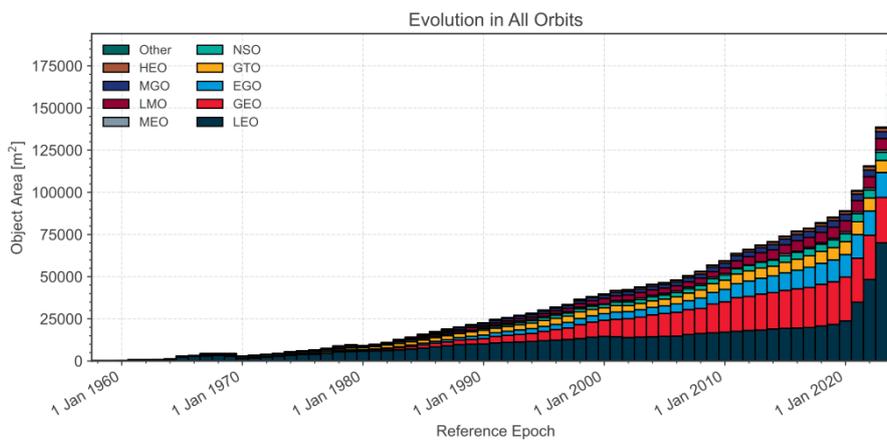
In Fig. 2.2, gli stessi dati sono rappresentati suddivisi in base all'orbita di appartenenza: è possibile notare come le orbite più affollate, in termini di numero di oggetti, siano le orbite LEO. Il discorso è diverso se si analizzano i grafici relativi alla distribuzione di area e massa della popolazione detritica: in questo caso le orbite GEO sono popolate da un minor numero di detriti ma di dimensioni significativamente maggiori.



(a) Evolution of number of objects.



(b) Evolution of mass.



(c) Evolution of area.

Fig. 2.2 l'evoluzione dell'ambiente spaziale in termini di numero di (a) oggetti, (b) massa e (c) area in orbita geocentrica, suddivisi per orbita d'appartenenza [1]

La Tab. 2.4 descrive infine il numero di oggetti in ciascuna orbita terrestre, dividendoli per tipologia secondo la classificazione vista precedentemente:

Tab. 2.4 Numero di oggetti per orbita di appartenenza al 2024 [1]

Orbital Regime	PL	PF	PD	PM	RB	RF	RD	RM	UI	Total
LEO	10589	5454	109	223	966	3224	32	558	885	22040
GEO	796	3	3	6	66	0	0	0	38	912
EGO	531	1	1	52	201	83	3	5	2059	2936
GTO	48	28	1	10	231	193	10	51	644	1216
NSO	282	0	0	1	96	0	0	2	42	423
MEO	72	1	4	49	26	87	1	4	777	1021
LMO	87	130	4	44	247	526	19	213	1060	2330
MGO	72	57	1	3	173	1928	4	0	1270	3508
HEO	28	12	0	2	52	86	0	0	1227	1407
Other	44	0	0	4	6	0	0	0	122	176
Total	12549	5686	123	394	2064	6127	69	833	8124	35969

In accordo con il più recente modello MASTER (Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference) dell'ESA, aggiornato al 2024, riguardante l'ambiente detritico spaziale, il numero attualmente stimato di oggetti detritici, suddivisi sulla base della loro dimensione, è il seguente:

- 40500 oggetti più grandi di 10 cm.
- 1100000 oggetti di dimensione compresa tra 1 cm e 10 cm.
- 130 milioni di oggetti di dimensione compresa tra 1 mm e 1 cm.

In Fig. 2.3 si mostra la distribuzione detritica appena descritta, con il numero stimato di oggetti in ordinata e il loro diametro in ascissa:

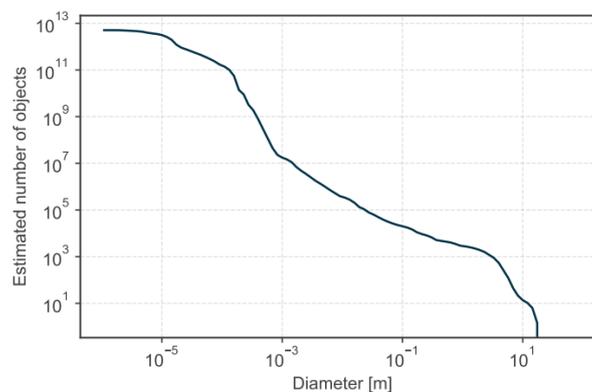


Fig. 2.3 Numero stimato di oggetti detritici in orbita terrestre in funzione della loro dimensione [1]

La Fig. 2.4 mostra invece, più nello specifico, il profilo di densità dei detriti per diverse dimensioni: è facilmente identificabile il picco di densità in corrispondenza delle orbite LEO, in particolar modo a quote di 800 Km, e il secondo picco, minore, che si ha in corrispondenza delle orbite GEO.

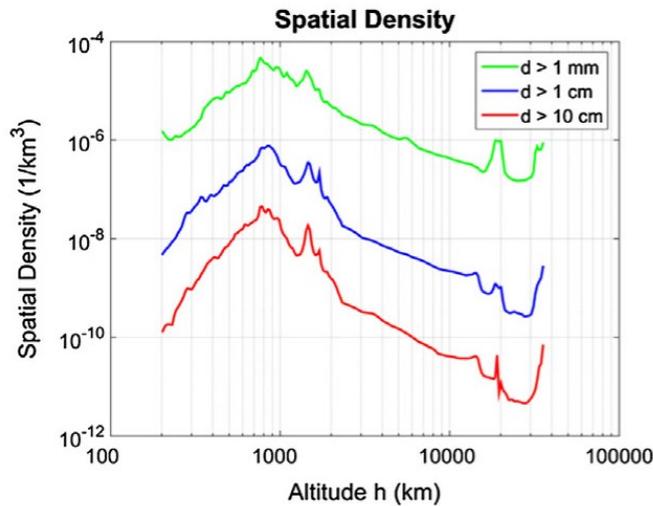


Fig. 2.4 Profili di densità spaziale in base all'altitudine per diverse dimensioni di detriti [1]

Gli oggetti detritici di dimensione maggiore di 10 cm nelle orbite LEO e maggiore di 1 m nelle GEO sono tipicamente tracciabili dalla Terra grazie all'uso di radar e sistemi di sensoristica ottica. Di questi oggetti tracciabili, di cui si conosce l'orbita, è possibile prevederne il percorso e calcolare la loro probabilità di collisione con altri oggetti o veicoli spaziali. Dal momento che, per detriti di queste dimensioni, le misure di protezione passiva, come gli scudi, sono inefficaci, l'utilizzo di questo approccio deterministico permette di operare delle manovre evasive nel caso in cui il rischio di collisione sia considerato troppo alto. Per le particelle detritiche che non possono essere tracciate, si utilizzano invece degli strumenti di valutazione del rischio (M/OD Risk Assessment), di cui si parlerà in seguito, e si utilizzano altre metodologie di controllo del rischio, come l'utilizzo di scudi.

## 2.3 Concetto di cascata collisionale e modelli aggiornati sull'evoluzione dell'ambiente spaziale

Il concetto di cascata collisionale non si origina dallo studio dei detriti spaziali ma deriva dagli studi sull'origine del sistema solare e dalla meccanica orbitale. Essa prevede che due oggetti qualsiasi che passano attraverso la stessa distanza dagli oggetti attorno a cui stanno orbitando, rappresentano una condizione instabile. La condizione è instabile perché i due oggetti possono collidere e rompersi in frammenti di dimensioni minori, creando un numero maggiore di oggetti che condividono la stessa distanza, aumentando di conseguenza il tasso di collisione. Il numero e la dimensione dei frammenti dipendono dalla velocità di collisione, che dipende a sua volta principalmente dall'inclinazione orbitale degli oggetti.

All'inizio del processo di collisione, la maggior parte dell'area totale della popolazione è concentrata negli oggetti più grandi, in modo tale che le collisioni tra oggetti di dimensioni maggiori dominino il processo di trasformazione di oggetti grandi in una distribuzione di oggetti più piccoli. L'attuale popolazione di oggetti artificiali in orbita terrestre si trova nella situazione appena descritta, rappresentando un pericolo per i veicoli spaziali operanti in queste regioni. In un periodo di tempo molto più lungo, il risultante numero elevato di oggetti più piccoli sposta l'area totale in modo che sia dominata da oggetti di dimensioni minori, in modo che le collisioni tra particelle di dimensioni ridotte inizino a dominare il processo.

Uno dei primi modelli teorizzati per descrivere l'evoluzione della popolazione detritica è stato il modello della "Sindrome di Kessler", proposto nel 1978 [4,6]. Fu usato un campione random di 125 oggetti per rappresentare la popolazione di allora di 3866 oggetti, con l'ipotesi che questa distribuzione orbitale fosse indipendente dal tempo.

Il tasso di collisione tra tutti i satelliti è dato dall'equazione:

$$\frac{dC}{dt} = \frac{1}{2} \int S^2 \bar{v}_s \bar{A}_{CC} dU \quad (2.1)$$

Dove C è il numero di collisioni tra satelliti,  $\bar{v}_s$  è una velocità media relativa, considerata pari a 7 Km/s,  $\bar{A}_{CC}$  è l'area media della sezione trasversale di collisione dei satelliti, considerata per ipotesi pari a 4 m<sup>2</sup>, S è la densità spaziale, mentre dU è un elemento di volume. Integrando la (2.1) nel tempo, considerando tre diversi tassi di crescita della popolazione, si ottiene il grafico in Fig. 2.5.

Il modello di Kessler prevedeva che la prima collisione avvenisse in un periodo compreso tra il 1989 e il 1997. In Tab. 2.5 le collisioni ad oggi avvenute:

Tab. 2.5 Collisioni casuali tra oggetti catalogati

<b>Data</b>	<b>Oggetto 1</b>	<b>Oggetto 2</b>	<b>Altitudine</b>	<b>Numero di frammenti</b>
23 dicembre 1991	Cosmos 1934	PM dal Cosmos 926	980 Km	3
24 luglio 1996	CERISE	RF dall'esplosione dell'Ariane del 1986	685 Km	2
17 gennaio 2005	THOR BURNER 2A R/B	RF da un'esplosione cinese del 2005	885 Km	7
10 febbraio 2009	Iridium 33	Cosmos 2251	790 Km	2370
18 marzo 2021	YunHai 1-02	RM associato al lancio dello Zenit-2	780 Km	43

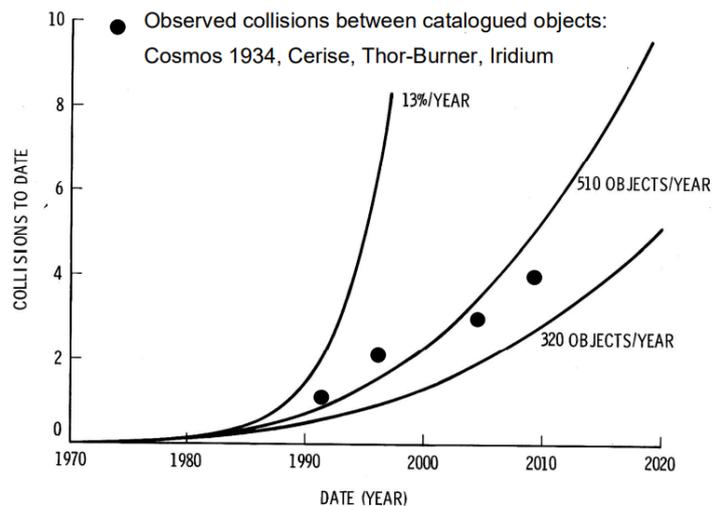


Fig. 2.5 Collisioni totali per anno sotto varie ipotesi di crescita secondo la teoria di Kessler. Sono evidenziate le collisioni realmente avvenute al 2010 [4]

Negli ultimi decenni sono state implementate diverse procedure con lo scopo di contrastare la crescita della popolazione detritica. Il report annuale dell'ESA propone un modello di evoluzione aggiornato della popolazione detritica nelle orbite LEO. Il modello è stato studiato con lo scopo di valutare l'efficacia delle azioni di contrasto attualmente in vigore. Gli scenari studiati sono due:

- Estrapolazione (Extr.) del comportamento attuale in termini di traffico di lancio, tassi di esplosione e percentuali di successo dello smaltimento.
- Nessun lancio futuro (NFL), dove si assume che nessun lancio avvenga dopo il 2023.

Per simulare l'evoluzione dell'ambiente è stato utilizzato un modello, denominato DELTA-4 [7], il quale ha eseguito 100 simulazioni Monte Carlo per ciascuno scenario con i parametri di seguito descritti:

- Per entrambi gli scenari la popolazione e le informazioni su di essa fanno riferimento ai dati disponibili al 1° gennaio 2024
- Il tasso di esplosioni annuale è ricavato da una statistica riferita agli ultimi 18 anni. Per quanto riguarda lo scenario NFL si assume un declino lineare del tasso, con lo zero raggiunto dopo 18 anni (plausibile, il 95% delle esplosioni avviene entro i 18 anni dal lancio).
- Per lo scenario di estrapolazione è stato utilizzato un modello sul traffico dei lanci andando a ripetere il traffico tra il 2017 e il 2023, escludendo il contributo derivante dalle costellazioni di satelliti per cui è stato utilizzato un altro modello
- Per i Payload non appartenenti a costellazioni è stato assunto un tempo operativo di otto anni. Il tasso di successo dello smaltimento post-missione è stato derivato da modelli statistici per oggetti con fine vita successivo al 2017. Il tasso è stato fissato al 60% per i Rocket e al 15% per i Payload. Per le costellazioni è stato assunto un tempo di vita di 25 anni e un tasso di smaltimento del 90%.

In Fig. 2.6 e Fig. 2.7 è rappresentato il risultato del modello in termini di numero di oggetti di dimensioni maggiori di 10 cm e di numero cumulativo di collisioni catastrofiche, cioè collisioni che generano una distruzione completa dell'oggetto.

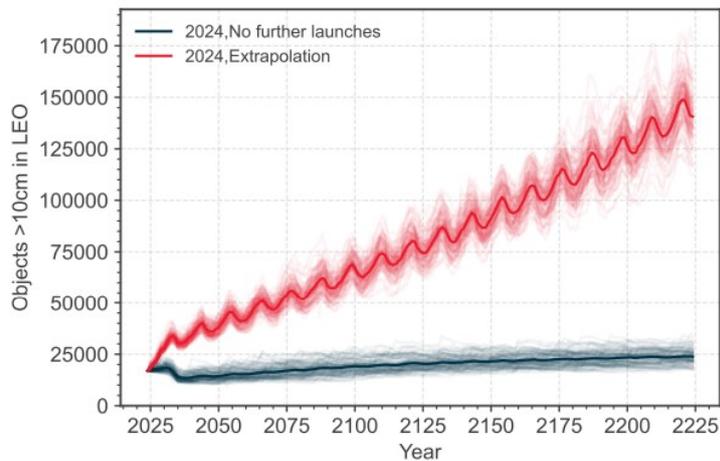


Fig. 2.6 Numero di oggetti in LEO nello scenario simulato [1]

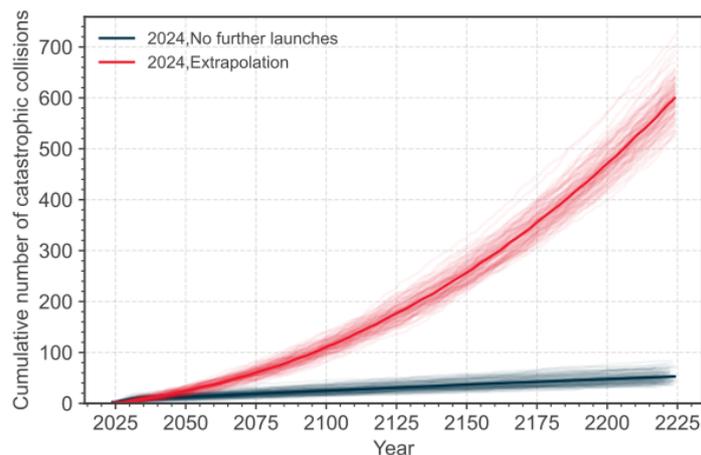


Fig. 2.7 Numero cumulativo di collisioni in LEO nello scenario simulato [1]

Dai risultati del modello risulta chiaro come, nonostante ci sia stato un miglioramento rispetto le previsioni fatte da Kessler negli anni '70, continuando con le tendenze attuali, combinate alle continue frammentazioni e al limitato tasso di successo dello smaltimento post-missione, ci sia il rischio concreto di innescare nei prossimi secoli una cascata di eventi di collisione. Anche nel caso in cui non venissero svolti ulteriori lanci in orbita, si prevedono già collisioni tra i detriti presenti che porterebbero ugualmente ad una crescita di questi nell'orbita bassa. Sulla base di questi risultati vi è un crescente consenso internazionale sulla necessità di implementare a livello globale pratiche più rigorose di mitigazione dei detriti spaziali in quanto, quelle attuali, non risultano ancora sufficienti.

## 2.4 Linee guida IADC per la mitigazione dei detriti spaziali

Le linee guida IADC, documento aggiornato al 2021, descrivono le pratiche esistenti che sono state identificate e valutate per mitigare la generazione di detriti nell'ambiente spaziale. Le linee guida si concentrano sui seguenti punti:

- 1) Limitazione dei detriti rilasciati nel corso delle normali operazioni
- 2) Minimizzazione del rischio di disgregazioni in orbita
- 3) Smaltimento post missione
- 4) Prevenzione delle collisioni in orbita

Le linee guida sono applicabili nella pianificazione delle missioni e nella progettazione e nel funzionamento di veicoli spaziali e stadi orbitali che verranno immessi nell'orbita terrestre. Di seguito sono stati sviluppati i punti principali.

### 2.4.1 Limitazione dei detriti rilasciati nel corso delle normali operazioni

In tutti i regimi orbitali operativi, i veicoli spaziali e gli stadi orbitali dovrebbero essere progettati in modo tale da non rilasciare detriti durante le normali operazioni. Laddove ciò non sia possibile, qualsiasi rilascio detritico dovrebbe essere minimizzato in numero, area e vita orbitale.

Qualsiasi programma, progetto o esperimento che rilascerà oggetti in orbita non dovrebbe essere pianificato a meno di una valutazione adeguata che verifichi che il rischio per altri veicoli spaziali operativi e stadi orbitali sia accettabilmente basso.

### 2.4.2 Minimizzazione del rischio di disgregazioni in orbita

Le linee guida individuano tre fattori di rischio e descrivono le indicazioni per prevenirli:

- 1) Ridurre al minimo il rischio di rotture post-missione derivanti dall'energia immagazzinata: per limitare tale rischio, tutte le fonti di energia immagazzinata a bordo di un veicolo spaziale o stadio orbitale, come propellenti residui, batterie, recipienti ad alta pressione, dispositivi autodistruttivi, volani e ruote motrici, dovrebbero essere svuotati o messi in sicurezza quando non sono più necessari per le operazioni di missione o di post-missione. Lo svuotamento dovrebbe avvenire non appena questa operazione non comporti più un rischio inaccettabile per il carico utile.
- 2) Ridurre al minimo il rischio di rotture durante le fasi operative: durante le fasi progettuali si dovrebbero applicare procedure, come l'analisi dei modi e degli effetti dei guasti (FMEA), per dimostrare che non ci siano modalità probabili di failure che possano condurre a rotture esplosive accidentali. Nel caso in cui queste non possano essere escluse, devono essere minimizzate, in modo tale che la probabilità del verificarsi di tali guasti sia inferiore a  $10^{-3}$ . Durante le fasi operative, un veicolo spaziale o uno stadio orbitale deve essere periodicamente monitorato e nel caso in cui venga rilevato un malfunzionamento, devono essere condotte misure di recupero o al limite di smaltimento e passivazione.
- 3) Evitare la distruzione intenzionale e altre attività dannose: attività quali distruzioni intenzionali o altre che potrebbero aumentare il rischio di collisioni in orbita dovrebbero essere evitate. Nel

caso in cui ciò non fosse possibile, queste dovrebbero essere condotte ad altitudini sufficientemente basse in modo da limitare il tempo di vita dei frammenti generati.

### 2.4.3 Smaltimento post missione

Gli stadi di lancio e i veicoli spaziali che hanno raggiunto la fine della loro fase di missione in un'orbita circolare o quasi-circolare compresa nella regione protetta delle orbite GEO dovrebbero spostarsi in un'orbita che rimanga al di fuori dalla regione protetta per almeno cento anni. Per rispettare questa indicazione, lo IADC e altri studi hanno descritto le seguenti due condizioni:

- 1) Incremento minimo dell'altitudine del perigeo pari a:  $235 \text{ Km} + \left(1000 * C_R * \frac{A}{m}\right)$   
Dove  $C_R$  è il coefficiente di pressione della radiazione solare (compreso solitamente tra 1.2 e 1.5),  $\frac{A}{m}$  è il rapporto tra l'area di esposizione e la massa a secco e 235 Km è la somma tra l'altitudine massima della regione protetta e la discesa massima di un veicolo spaziale re-orbitato, dovuta alle perturbazioni lunari, solari e geopotenziali.
- 2) Un'eccentricità minore o uguale a 0.003.

Per quanto riguarda, invece, i veicoli spaziali o gli stadi orbitali che, terminata la loro fase operativa, passano o hanno la possibilità di interferire con la regione LEO, questi dovrebbero essere deorbitati (è preferibile un rientro diretto) oppure manovrati in un'orbita la cui vita orbitale prevista sia uguale o inferiore a 5 anni da quando finisce il propellente, nel caso di veicoli in cui il controllo orbitale è possibile, oppure entro 5 anni dalla data di lancio nel caso in cui questo non lo sia. La probabilità di successo dello smaltimento dovrebbe essere almeno del 90%. Anche il recupero è un'opzione di smaltimento.

Se un veicolo spaziale o uno stadio orbitale dovessero essere smaltiti tramite rientro in atmosfera, i detriti in grado di raggiungere la superficie della terra non dovrebbero rappresentare un rischio per persone o oggetti. È raccomandato utilizzare  $10^{-4}$  come limite superiore al numero di vittime umane previste per il rientro. È da prevenire o minimizzare anche l'inquinamento del terreno generato dall'operazione.

In caso di rientro controllato, l'operatore deve informare le autorità di controllo del traffico aereo e marittimo.

Veicoli spaziali o stadi orbitali che terminano le loro operazioni in regioni orbitali diverse da quelle precedentemente descritte dovrebbero essere manovrati in modo da ridurre la loro vita orbitale, sulla base delle indicazioni fornite per le orbite LEO, o essere rilocati se causano interferenze con regioni orbitali altamente utilizzate.

### 2.4.4 Prevenzione delle collisioni in orbita

Nello sviluppo e nel design di un veicolo spaziale o di uno stadio orbitale, dovrebbe essere stimata e limitata la probabilità di collisione accidentale con oggetti conosciuti durante il suo ciclo di vita. Se fossero disponibili dati orbitali affidabili e valutazioni di congiunzione, dovrebbero essere valutate

manovre di evitamento durante tutte le fasi operative e il coordinamento delle finestre di lancio per gli stadi orbitali dei veicoli.

Al termine di tutte le fasi operative, il rischio di collisione durante la vita rimanente dovrebbe essere minimizzato in relazione alle misure di smaltimento post missione.

La progettazione dei veicoli spaziali dovrebbe inoltre limitare la probabilità di collisione con piccoli detriti.

## 2.5 Linee guida IADC per la protezione dai detriti spaziali

Oltre alla mitigazione del rischio di generare detriti spaziali, le attività dell'IADC si possono articolare in quattro principali gruppi di lavoro, i cui obiettivi sono di seguito riassunti. L'attività di mitigazione rientra sotto il gruppo di lavoro WG 4.

- WG 1 - Observation: identificare, valutare e consigliare nuove opportunità di cooperazione nell'area delle misurazioni dei detriti spaziali.
- WG 2 - Environment and Database: studiare l'evoluzione dell'ambiente spaziale in modo da aumentare la consapevolezza sul problema dei detriti e supportare gli sforzi degli operatori nel design delle missioni.
- WG 3 – Protection: studiare linee guida di progettazione per la protezione dei veicoli spaziali.
- WG 4 - Mitigation: esplorare strategie volte a ridurre il rischio di generare detriti spaziali.

Nell'ambito della protezione, il documento di riferimento è il "Protection Manual" dell'IADC [8], il quale fornisce una panoramica dei progressi internazionali nell'ambito della valutazione del rischio (M/OD risk assessment), della progettazione di scudi contro gli impatti di detriti spaziali e meteoriti e i metodi di test associati.

### 2.5.1 Meteoroid/ Orbital debris (M/OD) risk assessment

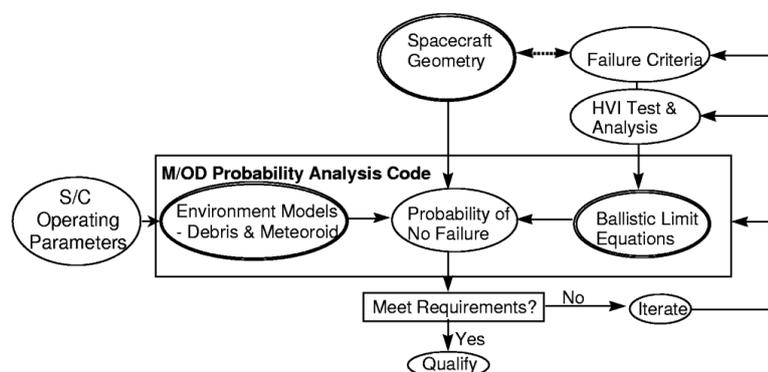


Fig. 2.8 Procedura standard per la valutazione del rischio legato ai M/OD [8]

La procedura volta a valutare e ridurre i rischi legati agli impatti da M/OD è una procedura di tipo iterativo ed è riassunta in Fig. 2.8. Gli step principali sono:

- 1) Identificare i componenti e i sottosistemi vulnerabili del veicolo spaziale.
- 2) Valutare le modalità di danneggiamento per impatti iperveloci (High velocity impact, HVI).
- 3) Determinare i criteri di rottura per ciascun sistema del veicolo spaziale. Il Protection Manual definisce molte delle potenziali modalità di danneggiamento che si possono riscontrare.
- 4) Eseguire test e analisi su HVI per definire i limiti balistici:

le equazioni di limite balistico (BLE) sono equazioni analitiche che definiscono la soglia di rottura di un particolare sistema o componente secondo le modalità di failure definite al punto precedente. Queste equazioni mettono in relazione il diametro del proiettile con la sua velocità, densità, angolo d'impatto e parametri del bersaglio e definiscono il valore critico di questo diametro, necessario a portare a rottura un dato sistema. Per verificare la validità delle BLE è necessario effettuare test sperimentali d'impatto iperveloce. Dal momento che le BLE devono descrivere impatti che avvengono a velocità comprese tra 1 e 16 Km/s per gli impatti con detriti e tra 1 e 72 Km/s per i meteoroidi e gli attuali laboratori raggiungono tipicamente velocità comprese tra i 2 e i 7 Km/s, per formulare e verificare le equazioni di limite balistico si utilizzano anche metodologie come idrocodici, modelli analitici e approcci semi-empirici.

- 5) Condurre analisi sulla probabilità di rottura dovute ai M/OD:

la probabilità di rottura viene valutata sulla base della geometria del veicolo spaziale, delle equazioni di limite balistico e dei modelli ambientali sui detriti. Le analisi, anche per situazioni complesse, sono tipicamente svolte da codici il cui output è la probabilità che non avvengano rotture (PNF, probability of no-failure). La PNF è legata a sua volta alla probabilità che la collisione non generi una completa perforazione del corpo (PNP, probability of no-penetration), calcolata dall'equazione:

$$PNP = e^{-N} = e^{-Flusso * Area * Tempo} \quad (2.2)$$

Dove N è il numero di impatti che generano una perforazione completa e incrementa linearmente all'aumentare del flusso (Numero per unità di area per unità di tempo) delle particelle M/OD che eccedono le equazioni di limite balistico (F), dell'area esposta (A) e del tempo di esposizione (T). Allo stesso modo, per ottenere la PNF, si utilizza la medesima equazione dove N è il numero di rotture che dipende dal flusso di impatti e dal criterio di rottura. L'equazione della PNP deriva dalla distribuzione di Poisson:

$$P_n = \frac{N^n}{n!} * e^{-N} \quad (2.3)$$

Dove n è il numero di impatti che generano perforazione completa nell'intervallo di tempo determinato. Per n che tende a zero si ottiene quindi la (2). Una volta definita la PNP, il rischio di rottura è quindi pari a:

$$Risk = (1 - PNP) * 100 \quad (2.4)$$

- 6) Confrontare i risultati dell'analisi svolta con gli obiettivi e i requisiti di progetto: nel caso in cui i requisiti in termini di affidabilità e sicurezza siano soddisfatti, la procedura termina a questo punto. Nel caso in cui ciò non avvenga si continua al punto 7.
- 7) Considerare aggiornamenti ai criteri di progetto, operazione, analisi, test o di rottura: l'opzione meno costosa è solitamente quella di rivedere le ipotesi di analisi in termine di criteri di rottura o migliorare il modello fatto del veicolo spaziale. Ulteriori test possono

essere necessari per migliorare e validare le BLE. Un'opzione è quella di implementare modifiche al design, identificando le aree di maggior rischio e modificando, ad esempio, lo spessore delle pareti, i materiali, le strutture di protezione o riallocando alcuni dei sistemi più critici. Un'ultima operazione che si può fare è quella di riorientare il veicolo in modo da minimizzare il rischio di impatto, disponendo la superficie più vulnerabile verso la Terra, dove gli impatti sono minori e quella più resistente verso il vettore di velocità, dove invece i rischi sono maggiori.

8) Iterare fino al raggiungimento del risultato richiesto.

Molti sono gli strumenti per l'analisi statistica degli impatti che sono stati sviluppati per permettere di eseguire delle valutazioni dettagliate sul rischio di impatto con detriti non tracciabili. Questi strumenti consentono di effettuare analisi numeriche totalmente tridimensionali che includano gli effetti direzionali e geometrici e le considerazioni sulla schermatura dei veicoli spaziali. Questi strumenti richiedono solitamente in input i parametri di missione e di orbita, la geometria e le protezioni del veicolo spaziale, la tipologia di detriti che si vuole analizzare e le equazioni di danno e i relativi parametri da applicare. Gli output invece, sono il numero di impatti per uno specifico range di detriti, il numero di impatti in grado di danneggiare il veicolo, la velocità di impatto media, il numero di crateri sul veicolo e la PNF. Per quanto riguarda i codici più utilizzati, si possono citare Bumper3 (NASA), ESABASE2/DEBRIS (ESA), SHIELD3 (UKSA), TURANDOT (JAXA), PIRAT (EMI), Risk-Udar (ROSCOSMOS) e S<sup>3</sup>DE (CNSA).

## 2.6 Protezione passiva, studio dell'impatto iperveloce

Sulla base delle argomentazioni sviluppate nei paragrafi precedenti, risulta quindi chiaro come, nell'ambito della protezione, diventi fondamentale applicare delle strategie di tipo preventivo, come lo sviluppo di protezioni sempre più sofisticate ed efficaci attraverso l'uso combinato di forme e materiali, in modo tale da garantire una maggiore protezione a parità di peso e volume. Parallelamente a questo, serve comprendere meglio il processo di frammentazione e i suoi effetti sull'ambiente detritico, in modo tale da identificare i frammenti più grandi come obiettivi per i processi di rimozione attiva e per modellare al meglio la distribuzione dell'ambiente detritico con particolare attenzione per le scale dimensionali non direttamente rilevabili da terra.

Modellare matematicamente questo fenomeno risulta complesso a causa delle elevate velocità d'impatto e delle alte energie generate dagli eventi di collisione. Questi fattori rendono il comportamento dei detriti, durante la collisione, molto complesso dal momento che il materiale, sottoposto a tali energie, si comporta localmente più come un fluido che come un solido, necessitando l'utilizzo di simulazioni, dal punto di vista computazionale, molto onerose. È quindi essenziale svolgere dei test d'impatto che replichino accuratamente le condizioni orbitali. In aggiunta, è importante che questi test siano svolti in modo tale da isolare e studiare separatamente, l'effetto di parametri quali la velocità e l'angolo d'impatto, le proprietà dei materiali e le dimensioni dell'oggetto impattante. Questi test permettono di ottenere dati sulla forma, massa, velocità e direzione della nuvola detritica così generata.

### 2.6.1 Modello fisico dell'impatto iperveloce in un materiale isotropo

La velocità orbitale  $v_{orb}$  di un oggetto, si può ricavare facilmente dalla formula:

$$v_{orb} = \sqrt{\gamma * \frac{m_T}{r}} \quad (2.5)$$

Dove  $\gamma * m_T = 6.67 * 10^{-11} * 5.98 * 10^{24} = 3.99 * 10^{14} \frac{m^3}{s^2}$ .

Ne deriva che, lo scenario d'impatto più gravoso, è rappresentato dalla collisione frontale di due oggetti che avviene ad una velocità relativa rispettivamente di 6 Km/s per le GEO e di 15 Km/s per le LEO. Difficilmente si realizza un impatto esattamente frontale, di conseguenza le collisioni reali a queste orbite avvengono solitamente a velocità minori. In queste situazioni si parla di impatti iperveloci.

Si definisce come impatto iperveloce (Hyper-Velocity Impact, HVI) una collisione in cui la velocità del proiettile è maggiore della velocità di propagazione del suono nel materiale del bersaglio, cioè la velocità a cui si propagano le onde di pressione (nell'alluminio, materiale tipicamente utilizzato in ambito spaziale, la velocità del suono è pari a 6.3 Km/s). Il fenomeno dell'impatto, su una piastra di materiale isotropo come l'alluminio, si può suddividere in due fasi: l'interazione tra il proiettile e il bersaglio e la diffusione della nuvola di detriti.

In Fig. 2.9 si mostra la propagazione d'onda e la sua evoluzione nel caso di impatto con un proiettile cilindrico: si generano delle onde elastoplastiche di compressione  $S_1$  e  $S_2$ , che si propagano allontanandosi dall'interfaccia, rispettivamente all'interno del proiettile e della piastra e delle onde di rarefazione  $R_1$  e  $R_2$ , generate a causa del diametro finito del proiettile e trasmesse in direzione dell'asse di simmetria. Queste ultime onde fanno sì che venga espulso del materiale, sia da parte della lastra che del proiettile, in direzione opposta a quella dell'impatto. Successivamente, l'onda di shock  $S_2$  raggiunge e viene riflessa del retro della lastra, formando l'onda  $R_3$  (in modo tale da rispettare la condizione al contorno di pressione nulla). Quest'ultima onda genera una situazione di stress di trazione nel retro della lastra che, nel caso in cui venga superato il limite di rottura del materiale, genera un effetto denominato spall. Lo spall è la separazione del layer posteriore della lastra colpita che si genera anche nel caso in cui non si arrivi ad una perforazione completa di questa (Fig. 2.10). In generale tutto il processo di frattura si può interpretare come un fenomeno di spall multipli che comincia a partire dalla superficie libera. Nel caso di proiettili sferici, le interazioni tra le onde sono più complesse.

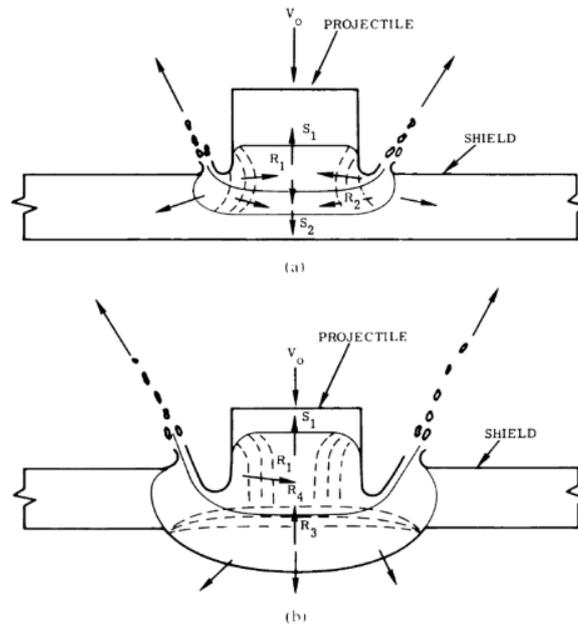


Fig. 2.9 Propagazione delle onde elastoplastiche di pressione nel proiettile e nella lastra impattata

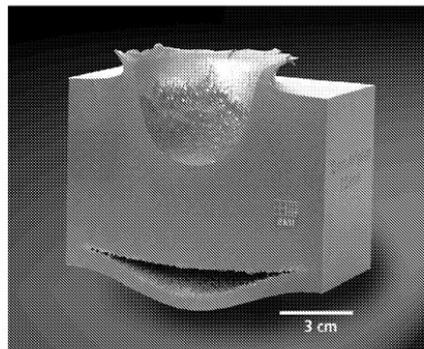
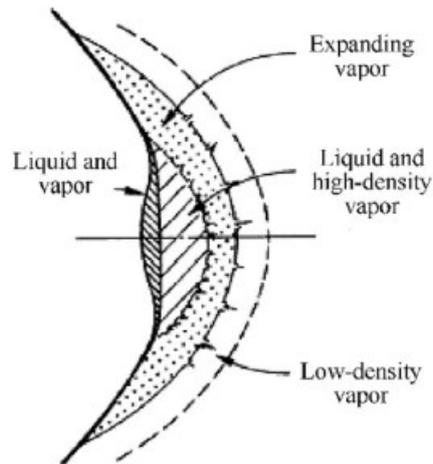


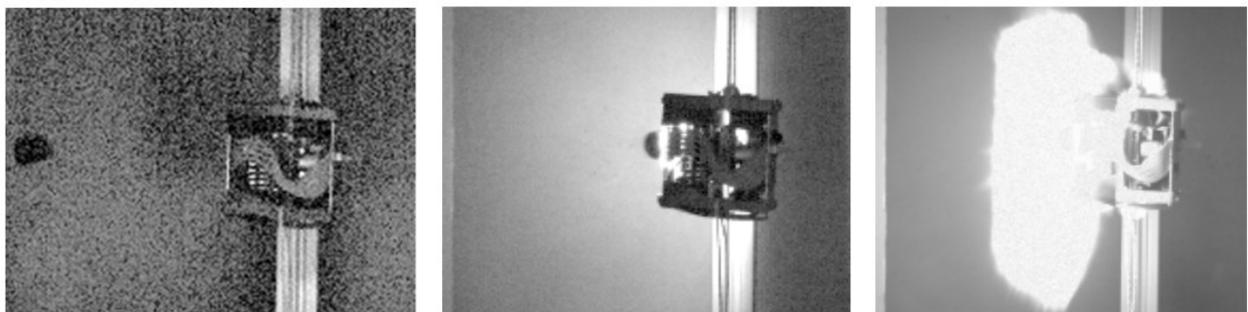
Fig. 2.10 Fenomeno di spall su una lastra di alluminio

Uno dei fenomeni che si incontrano, nel contesto di un impatto iperveloce, è la transizione di fase che riguarda sia il proiettile che la piastra: l'elevata energia del processo di collisione genera infatti, in corrispondenza della propagazione, un forte aumento della temperatura. Per un impatto alluminio contro alluminio, il materiale inizia a liquefarsi per velocità d'impatto di circa 5 Km/s e inizia a vaporizzarsi a 10 Km/s. Per gli impatti in orbita tra detriti spaziali e strutture di protezione questo fenomeno è dominante all'interno delle nuvole di detriti e influenza inevitabilmente le prestazioni degli scudi. La transizione di fase viene infatti sfruttata da una tipologia particolare di scudi a più lastre, detta Whipple, in quanto la capacità di penetrazione che ha un frammento allo stato solido è decisamente maggiore rispetto a quella di un frammento liquido o vaporizzato. Questo succede perché il softening termico, causato dalle onde di shock, riduce l'energia cinetica media delle nuvole detritiche. Inoltre, per la frammentazione del materiale fuso o vaporizzato, è necessario superare solo la tensione, il che porta a generare frammenti più piccoli. In Fig. 2.11 è rappresentata la struttura di una nuvola detritica di cadmio con il fenomeno della vaporizzazione. Il cadmio è utilizzato come materiale surrogato per l'alluminio in quanto è difficile, con un proiettile di dimensioni ragionevoli di quest'ultimo materiale, raggiungere in laboratorio velocità tali da ottenere la vaporizzazione.



*Fig. 2.11 Nuvola detritica con gasificazione generata da un test d'impatto con cadmio*

Un altro fenomeno che si può generare, legato all'aumento della temperatura e alla transizione di fase, è quello della ionizzazione. La ionizzazione, che avviene per separazione di particelle cariche, produce diverse bande di radiazione elettromagnetica, come emissioni nello spettro visibile, infrarosso e radio. Questo fenomeno può produrre danni meccanici all'equipaggiamento del veicolo spaziale che subisce l'impatto. In Fig. 2.12 può notare il flash luminoso che genera il plasma al momento dell'impatto.



*Fig. 2.12 Sequenza di collisione su un picosatellite catturata da una fotocamera ad alta velocità: nella terza sequenza è ben visibile la luce generata dall'impatto*

L'impatto iperveloce crea infine una nuvola detritica le cui caratteristiche dipendono da una serie di fattori, tra cui il materiale e la forma del proiettile e della lastra stessi, l'angolo di collisione e la velocità a cui questa avviene, la temperatura ambientale ed altri. La nuvola è formata da una componente che si propaga in direzione concorde a quella del proiettile e una che invece si propaga nel verso opposto, uscendo dunque, nel caso di uno scudo reale, verso lo spazio.

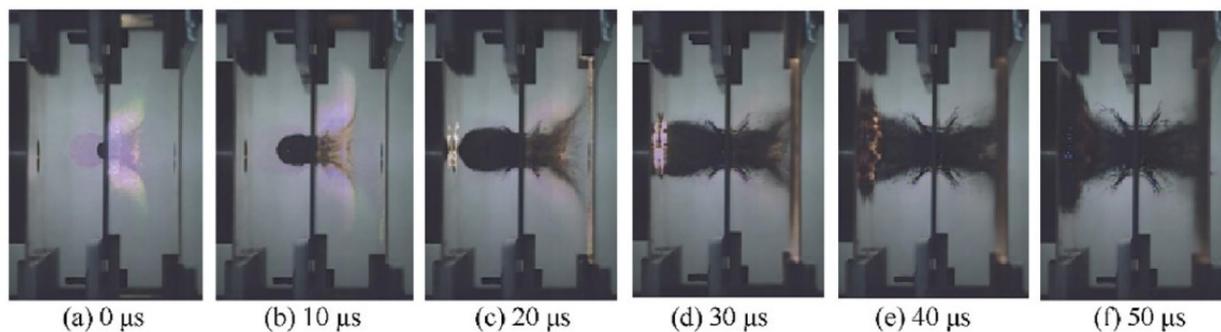


Fig. 2.13 Evoluzione della nuvola di detriti per una lastra

## 2.6.2 Centri sperimentali per lo studio degli impatti iperveloci

I laboratori per lo studio degli impatti iperveloci svolgono quindi un ruolo cruciale per migliorare la comprensione del fenomeno fisico e per fornire dati utili alla validazione dei modelli sperimentali e delle equazioni di limite balistico. Le principali tipologie di attrezzature in uso sono due:

- Cannoni a polvere e gas
- Cannoni a gas leggero a due stadi (LGG)

Per entrambe le tipologie, il concetto di funzionamento alla base è molto simile: un pistone viene accelerato e comprime un gas leggero, tipicamente idrogeno, posto all'interno di un cilindro. La compressione avviene in modo rapido e adiabatico e conduce ad un improvviso aumento di pressione e temperatura del gas, tale da raggiungere picchi rispettivamente di 4000 bar e 5000 K. Una volta che la pressione ha raggiunto il suo apice, si attiva una valvola. Questa solitamente è un disco di rottura, progettato per rompersi sotto una precisa condizione di pressione. L'apertura della valvola permette al gas di essere scaricato contro un proiettile. Il proiettile è quindi lanciato ad alte velocità verso un bersaglio, posto all'interno di una camera a vuoto. La differenza principale tra le due tipologie sta nel modo in cui il cilindro viene accelerato nel primo stadio: i cannoni a polvere utilizzano della polvere da sparo come propellente, a differenza della tipologia LGG che utilizza gas ad alta pressione (solitamente elio mantenuto a 120 bar). In Fig. 2.14 è mostrato uno schema di funzionamento di un LGG, nel quale si possono apprezzare gli elementi costruttivi appena descritti.

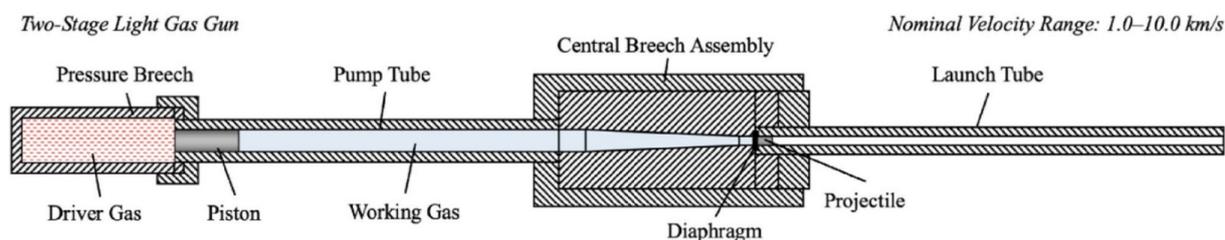


Fig. 2.14 Schema costruttivo di un cannone LGG [15]

Entrambe le configurazioni si sono dimostrate altamente efficienti. In generale, dai test effettuati, si può concludere che gli acceleratori che utilizzano polvere da sparo sono in grado di accelerare proiettili fino 9-10 Km/s, con una frequenza di sparo di circa 1-2 spari al giorno, raggiungendo quindi velocità maggiori rispetto agli LGG, i quali raggiungono, in condizioni standard, velocità di 2-7 Km/s.

I cannoni LGG, d'altra parte, garantiscono una maggiore ripetibilità e una più alta frequenza di tiro, in quanto il processo di combustione richiede di smontare, controllare e pulire ogni parte del cannone e sostituire la valvola, la polvere e il pistone. Gli LGG richiedono inoltre meno manutenzione, rendendoli più adatti ad usi frequenti.

Dal momento che le velocità raggiungibili da tali configurazioni non riescono ancora ad essere adatte a rappresentare in maniera esaustiva gli scenari che si possono incontrare in ambiente spaziale, negli ultimi anni si stanno studiando soluzioni di acceleratori a tre stadi. Queste configurazioni aggiungono uno stadio a polvere a monte della configurazione degli LGG a due stadi già esistente. Questo sviluppo permetterebbe di ottenere velocità di picco più alte, maggiori di 10 Km/s, rendendo dunque fattibile condurre campagne di test più rappresentative delle situazioni reali.

Altre configurazioni sono meno diffuse:

- Configurazioni a carica cava: possono produrre velocità maggiori di 10 Km/s ma hanno una riproducibilità intrinseca molto bassa.
- Macchine elettrostatiche: sono adatte ad accelerare solo proiettili dielettrici di dimensioni molto ridotte a velocità maggiori di 10 Km/s.
- Cannoni elettromagnetici: rappresentano una soluzione promettente per accelerare proiettili di pochi grammi a velocità maggiori di 10 Km/s ma sono ancora in fase di studio.

In Fig. 2.15 sono riassunte le performance, in termini di massa dei proiettili e velocità di lancio, che le principali tipologie di acceleratori, ad oggi presenti, possono raggiungere e viene evidenziata l'area, in termini di prestazioni, che le ricerche future hanno l'obiettivo di coprire:

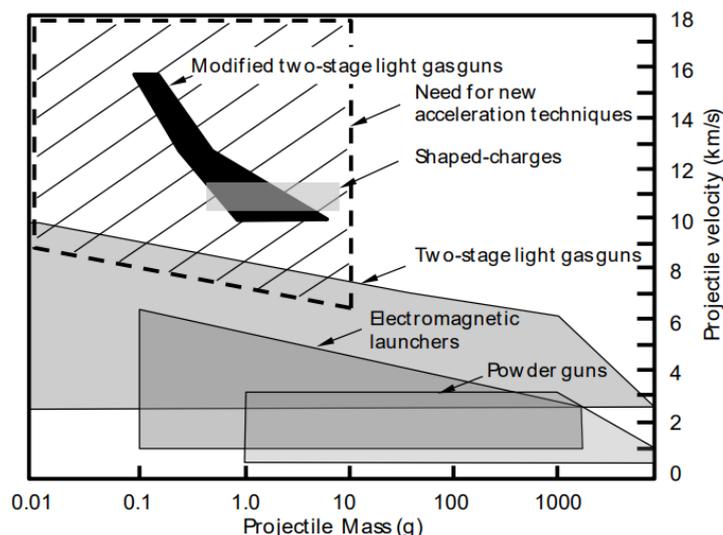


Fig. 2.15 Range di performance raggiungibili dagli acceleratori per impatti iperveloci [8]

### 2.6.3 Centro sperimentale CISAS dell'Università di Padova

Il centro sperimentale per lo studio degli impatti iperveloci, sviluppato dal CISAS dell'Università di Padova (Centro di Ateneo di Studi e Attività Spaziali), si basa sull'utilizzo di un cannone di tipo LGG, rappresentato in Fig. 2.16:



*Fig. 2.16 LGG del laboratorio CISAS di Padova (a sinistra) e sistema laser per la misura della velocità del proiettile (a destra)*

Il sistema è stato progettato per utilizzare una valvola al posto di un disco di rottura, in modo da ridurre i tempi di manutenzione. La procedura di lavoro è di seguito descritta: prima di ogni sparo, viene posizionato il proiettile all'ingresso del tubo di lancio, mantenuto in posizione da quattro sostegni, chiamati sabot. Il secondo stadio è posto in una condizione di pressione di circa 2-3 bar, mentre lo stadio di espansione, comprendente il tubo di lancio e la camera in cui è alloggiato il bersaglio, viene portato in condizioni vicine al vuoto e successivamente riempito con dell'Argon in modo da raggiungere una pressione di qualche millibar, utile a permettere una migliore apertura del sabot, progettati avere una traiettoria diversa dal proiettile in modo da non interferire con l'impatto. Nel primo stadio è inserito dell'elio alla pressione di 120 bar, proveniente da un sistema ad alta pressione. Viene quindi aperta una valvola, detta valvola di sparo, e il gas viene scaricato nel secondo stadio dove mette in movimento il pistone che comprime l'idrogeno presente fino a raggiungere pressioni nell'ordine di 5000 bar e temperature di circa 4000 K. Il gas, così compresso e scaldato, viene canalizzato nel tubo di lancio verso il proiettile tramite l'apertura di una valvola automatica a molla (valvola di controllo). Le dimensioni del sistema sono le seguenti: il volume del primo stadio è di 3 dm<sup>3</sup>, la lunghezza del secondo stadio è di 3 m, con diametro interno di 35 mm. Il tubo di lancio è lungo 1.5 m e dispone di diversi diametri in un range di 4.5-7 mm in modo da ospitare proiettili di diverse dimensioni. La valvola di sparo è una valvola di depressione rapida, progettata per aprirsi sotto l'effetto di una differenza di pressione risultante dopo lo scaricamento di un volume morto dietro l'otturatore della valvola. Nella camera a vuoto viene infine posto il bersaglio che può avere dimensione massima di 400 mm x 400 mm (200 mm x 200 mm è la condizione standard).

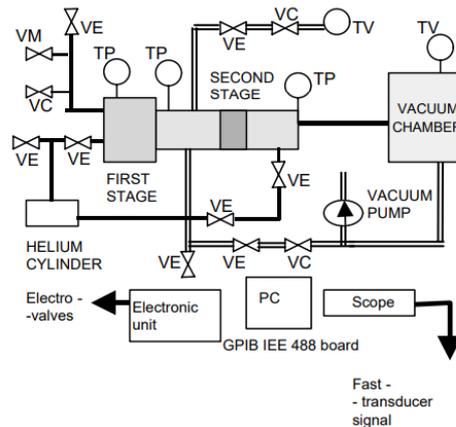


Fig. 2.17 Schema del sistema di controllo

Per aumentare l'affidabilità del sistema, questo è controllato per mezzo di un computer e un'unità elettronica dedicata che riceve il segnale da quattro trasduttori di pressione, come si può vedere in Fig. 2.17, e controlla un oscilloscopio e nove valvole elettroniche. L'oscilloscopio riceve i segnali transitori di pressione, provenienti dai trasduttori, e quelli di velocità trasmessi dai due fotodiodi posizionati lungo il tubo di lancio. Il sistema di controllo è automatico: regola la pressione delle camere, fa ritornare il pistone al punto di partenza e verifica il moto del pistone per mezzo di una procedura di diagnostica automatica. Un dispositivo elettronico esterno provvede allo smorzamento attivo del pistone durante la fase di lancio in modo da evitare l'impatto del pistone durante il suo secondo rimbalzo: per ottenere le migliori prestazioni è importante, infatti, che il pistone si avvicini quanto più possibile alla testata della pistola ma, durante il secondo rimbalzo del pistone, la maggior parte del gas è già stata espulsa dietro il proiettile e diventa quindi probabile che si generi un impatto. Per evitare ciò si utilizza un sistema formato da tre valvole: la prima inserisce del gas di fronte al pistone, la seconda svuota il secondo stadio e la terza chiude il primo stadio per ridurre la quantità di gas che spinge il pistone verso la testata. In Fig. 2.18 si vede la differenza nel segnale di pressione tra il sistema smorzato e quello non smorzato.

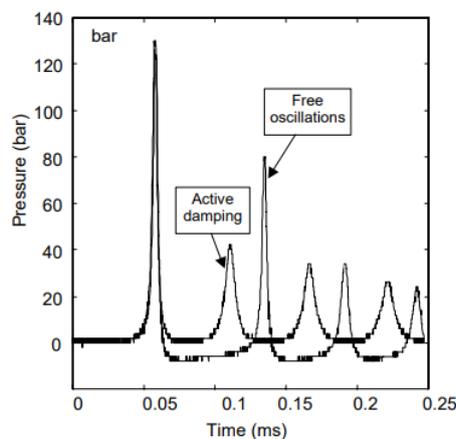


Fig. 2.18 segnale di pressione nel secondo stadio: confronto tra un sistema smorzato e non smorzato

Nel tentativo di incrementare le prestazioni del sistema, nel 2008 è stato studiato come ottimizzare le velocità di lancio, riducendo la pressione massima richiesta. La teoria originale ipotizzava che il

ciclo ideale per ottenere la massima velocità del proiettile, fosse applicare una pressione costante che si traducesse in un'accelerazione uniforme. Nella trattazione successiva, questa soluzione è denominata CBP (Constant-base-pressure). La soluzione ottimizzata invece si basa sul principio che la velocità di volo dipenda esclusivamente dall'accelerazione media del proiettile (per un tubo di una data lunghezza) e non dai valori istantanei di pressione. In Fig. 2.19 è proposto un andamento della pressione più efficiente, in quanto viene immessa più energia all'inizio della corsa del proiettile, dove è più facile mantenere pressioni più alte in quanto non si deve ancora immettere energia per compensare l'espansione del propellente lungo il tubo di lancio.

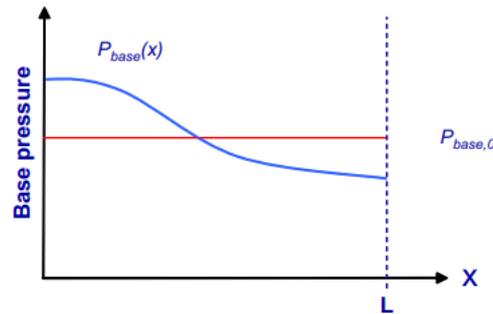


Fig. 2.19 Andamento della pressione per la soluzione CBP (in rosso) e DBP (in blu)

Per verificare l'efficacia teorica della soluzione ottimizzata DBP (Decreasing-base-pressure), sono stati sviluppati due modelli teorici per le due configurazioni che sono poi stati confrontati tra loro. Di seguito le equazioni di pressione e temperatura per i due modelli:

- Modello CBP 
$$\frac{p(x,t)}{p_0} = \left\{ 1 + \frac{(\gamma-1)\alpha}{a_0^2} \left[ \frac{\alpha t^2}{2} - x \right] \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.6)$$

$$\frac{T(x,t)}{T_0} = 1 + \frac{(\gamma-1)\alpha}{a_0^2} \left[ \frac{\alpha t^2}{2} - x \right] \quad (2.7)$$

Dove  $x$  è la posizione del proiettile,  $\alpha$  la sua accelerazione,  $t$  il tempo,  $p$  la pressione,  $T$  la temperatura,  $a$  la velocità del suono,  $\gamma$  il rapporto tra i calori specifici a pressione e volume costante. Il pedice 0 indica la condizione  $x = 0$ .

- Modello DBP: 
$$T(t) = T_1 \left( \cos \sqrt{\frac{2\delta}{L}} t \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} + \frac{\gamma-1}{\gamma R} \frac{\alpha_1^2}{\sqrt{\frac{2\delta}{L}}} \cos \sqrt{\frac{2\delta}{L}} t \left( 1 - \cos \sqrt{\frac{2\delta}{L}} t \right) \quad (2.8)$$

$$P(t) = \frac{m_P \alpha_1}{A_P} \left( \frac{T}{T_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2.9)$$

Dove  $\delta = \alpha_1 - \alpha_0$ ,  $R$  è la costante dei gas, il pedice 1 indica la condizione iniziale massima, a  $x = 0$ , mentre il pedice 0 indica la situazione media.

Si è cercato di dimensionare un cannone che potesse accelerare un proiettile di 100 mg alla velocità di 5.5 Km/s (cioè, 5.0 Km/s più un incremento del 10% che tenesse conto del margine di errore per le semplificazioni dei modelli) in un tubo di lancio avente diametro pari a 4.76 mm e lunghezza di 1.5 m. I risultati sono riassunti in Fig. 2.20: sono state ottenute, per il modello DBP, delle riduzioni di pressione e temperatura rispettivamente del 30% e del 15%. La realistica del modello DBP è stata

successivamente verificata attraverso delle prove sperimentali dove è stato possibile ottenere un incremento di velocità di 0.8 Km/s (a fronte di un incremento ricercato di 1 Km/s) senza andare ad aumentare la pressione massima richiesta.

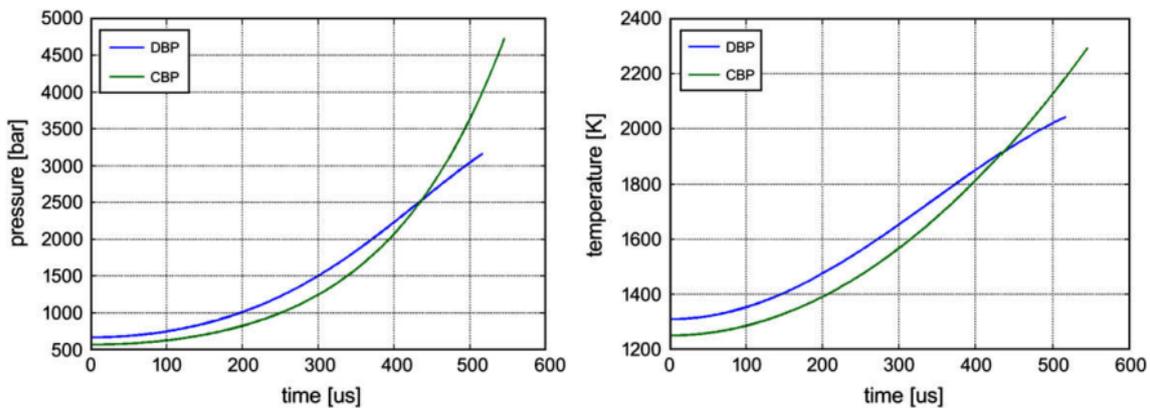


Fig. 2.20 confronto tra il modello CBP e DBP: pressione e temperatura richieste nella camera di lancio per accelerare un proiettile di 100 mg a velocità di 5.0 Km/s

Infine, a livello di sensoristica, il sistema è dotato di:

- Due barriere laser ad alta sensibilità, in grado di misurare la velocità del proiettile con una precisione inferiore a 50 m/s.
- Un rilevatore d'impatto ottico che rileva il lampo di luce visibile emesso dall'HVI.
- Tre accelerometri di shock, installabili sul bersaglio o sul sistema di supporto.
- Un'attrezzatura fotografica, in grado di catturare 4 ombrografie con un frame rate massimo di 64000FPS.
- Una macchina di misurazione di coordinate senza contatto, per il mappaggio del bersaglio.
- Due manometri a vuoto per misurare la pressione nella camera di volo e nella camera a vuoto.
- Dieci termoresistenze RTD per misurare la temperatura del bersaglio in diverse posizioni.

## 2.7 Scudi per la protezione dei detriti orbitali: tipologie e materiali utilizzati

Il concetto attualmente più diffuso di scudo per la protezione dai detriti orbitali deriva dal sistema di scudo a due pareti distanziate, teorizzato da Whipple nel 1947. Lo scudo Whipple, come si vede in Fig. 2.21, è formato esternamente da una prima lastra sottile, detta bumper, o lamina sacrificale. Quando un oggetto impatta sul bumper, in un HVI, si frammenta e va incontro ad una fase di transizione, andando a formare una nuvola di detriti. In questo modo la quantità di moto e l'energia cinetica dell'impattante vengono disperse ed il carico puntuale dell'impatto viene convertito in un carico superficiale, garantendo quindi una protezione più efficace. La protezione fornita dallo scudo Whipple si può dividere in tre fasi: la prima fase riguarda l'interazione tra il proiettile e il bumper che ha come risultato la frammentazione del proiettile ed eventualmente la sua transizione di fase. La seconda fase coinvolge la dispersione del materiale del proiettile, frammentato e cambiato di fase,

che crea una nuvola di detriti. La terza fase infine riguarda la resistenza strutturale della lastra retrostante (rear wall).

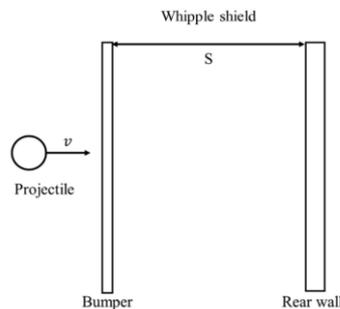


Fig. 2.21 Disegno schematico di uno scudo Whipple

Come si può vedere in figura 2.22, il concetto di Whipple migliora la curva di limite balistico (BLC) che si avrebbe utilizzando invece una lastra singola (scudo single wall): le due curve sono sovrapponibili alle basse velocità (per scudi in alluminio a  $V_n < 3 \text{ Km/s}$ , con  $V_n$  velocità normale dell'impatto) in quanto lo shock d'impatto è molto basso e, dopo la collisione con il bumper del Whipple, il proiettile rimane pressoché inalterato, cosicché la lastra posteriore è colpita da un proiettile intatto o leggermente frammentato. Questa zona, per gli scudi Whipple, è denominata regione balistica. Le due curve iniziano a divergere in un tratto denominato shatter region (regione di frammentazione). Questa regione, sempre con riferimento ad impatti alluminio su alluminio, è compresa circa tra  $3 \text{ Km/s} < V_n < 7 \text{ Km/s}$  poiché, per  $V_n = 3 \text{ Km/s}$  la frammentazione del proiettile inizia a diventare significativa e, per  $V_n > 5.5 \text{ Km/s}$ , il proiettile inizia a liquefarsi. È in questa regione che gli scudi Whipple iniziano a mostrare delle performance migliorative. Il terzo e ultimo tratto della BLC del Whipple è all'interno della regione di ipervelocità, per circa  $V_n > 7 \text{ Km/s}$ . I modelli di BLE sono molteplici e la definizione delle velocità limite per le tre regioni varia da modello a modello. Quello che si può concludere, ed è confermato dai dati sperimentali, è che appena inizia la frammentazione del proiettile, gli scudi Whipple mostrano dei BL maggiori degli scudi single wall.

I criteri di failure solitamente considerati per gli scudi Whipple sono la perforazione oppure il distacco per spall del rear wall.

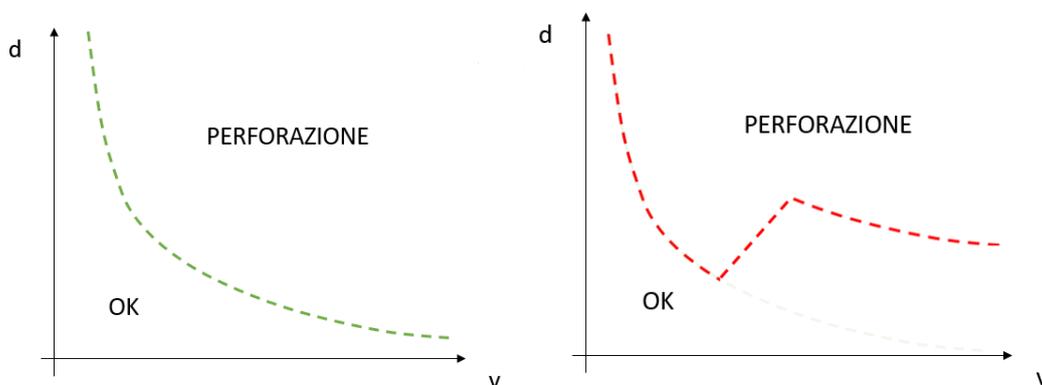


Fig. 2.22 Confronto tra la BLC di un single wall (a sinistra) e di un Whipple (a destra) [19]

Le prime versioni di scudo Whipple, formati da layer singoli di materiale metallico, sono state man mano rimpiazzati da materiali via via più avanzati e da soluzioni di tipo multi-layer. Le caratteristiche

principali che deve soddisfare uno scudo sono due: la struttura deve essere in grado di proteggere in maniera sufficiente il veicolo spaziale e allo stesso tempo deve soddisfare i vincoli in termini di volume e massa. Di seguito vengono esposti i nuovi sviluppi in termini di materiali e configurazioni.

### 2.7.1 Nuovi materiali per gli scudi

Le prime tipologie di scudo Whipple erano costruite utilizzando prevalentemente materiali metallici, principalmente leghe di alluminio, sviluppandosi poi verso leghe di magnesio e leghe di titanio-alluminio.

Materiali molto promettenti e che stanno trovando un sempre più ampio utilizzo sono i compositi ad alte prestazioni: essi offrono vantaggi in termini di un basso peso specifico, maggiore resistenza specifica e modulo elastico specifico più alto. I materiali compositi ad alte prestazioni possono essere divisi in due categorie:

- Compositi rinforzati con particelle: solitamente si tratta di compositi dove particelle ceramiche sono disperse in una fase metallica, come  $B_4C/Al$ ,  $Nbc/Al$ ,  $SiO_2/Al$  e a base di  $TiB_2$ . Sono poco utilizzati in quest'ambito.
- Compositi rinforzati con fibre: le applicazioni più avanzate riguardano le fibre di carbonio ad alte prestazioni e i compositi a base di queste come i CFRP, la fibra di carbonio rinforzata con  $C/SiC$  e i compositi in fibra impregnata con fluido addensante (STF). Le fibre organiche più diffuse sono le fibre di Kevlar mentre per quanto riguarda le fibre ceramiche si possono segnalare le fibre di basalto, le fibre di Nextel e la fibra di vetro.

I materiali compositi possono inoltre essere combinati con altri materiali andando a creare strutture Sandwich.

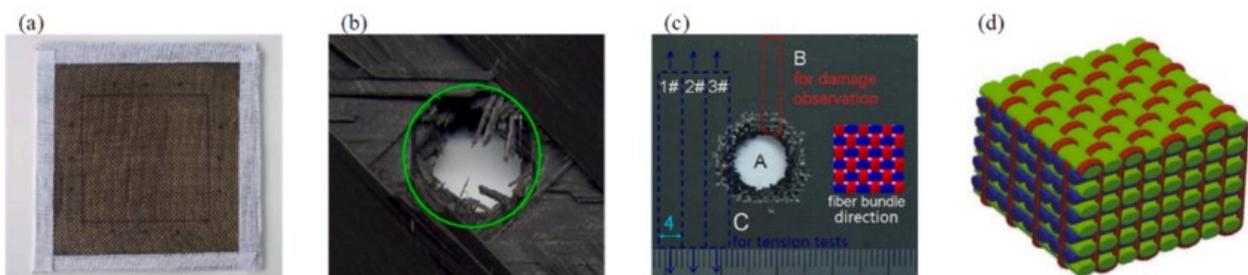


Fig. 2.22 Strutture tipiche di materiali compositi rinforzati con fibra

Un'altra classe di materiali che alcune ricerche hanno dimostrato poter essere utilizzata nell'ambito degli scudi, sono i cosiddetti materiali multifunzionali a gradiente di impedenza (Ad esempio stratificazioni di  $Al/Mg$  e  $Ti/Al/nylon$ ). Questi trovano una loro utilità se utilizzati per lo strato del bumper. Si tratta di stratificazioni di materiali con impedenze variabili, impilati secondo una sequenza specifica: i bumper così costruiti sono in grado di aumentare la pressione dell'onda d'urto e promuovere un rilascio graduale, permettendo così la completa frammentazione del proiettile.

Sempre legati all'ambito della ricerca, sono allo studio pannelli multilayer di polimero ionomerico con proprietà auto riparanti. Da test sperimentali, svolti dal centro di ricerca CISAS [20], è stata

dimostrata la capacità di questi materiali di auto ripararsi, presentando inoltre danni significativamente minori rispetto a lastre di alluminio sottoposte alle stesse condizioni d’impatto, sebbene le prestazioni dell’alluminio in termini di frammentazione del proiettile risultino ancora migliori.

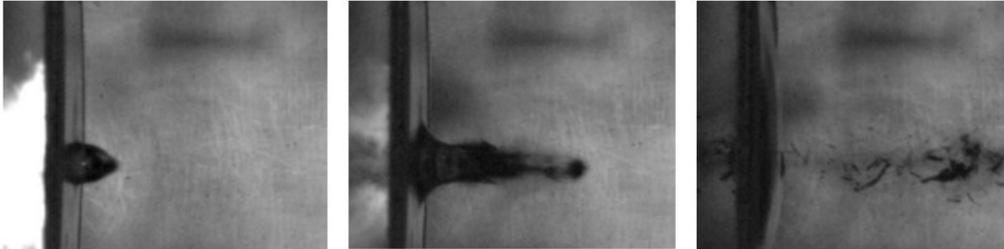


Fig. 2.23 Frame dal test d’impatti che mostrano le capacità autoriparanti del polimero

## 2.7.2 Configurazioni migliorative per gli scudi Whipple

Oltre allo studio sui materiali, molti sforzi sono stati fatti nell’ottimizzare le configurazioni geometriche degli scudi: basandosi su analisi d’impatto, i ricercatori hanno esplorato soluzioni come scudi multilayer, scudi pieni, strutture sandwich, scudi corrugati e configurazioni ad N.

- Scudi Whipple multilayer: si basano sul concetto di suddividere il bumper dei Whipple classici in più strati di lastre sottili di egual peso, permettendo un maggior numero di urti e quindi una maggiore frammentazione del proiettile. Queste configurazioni garantiscono prestazioni migliorative rispetto al concetto classico ma sono anche più complesse dal punto di vista costruttivo. Ragionando a parità di peso, per avere un bumper a più strati, le singole lamine devono essere più sottili: questa configurazione ha il pregio di migliorare ugualmente la resistenza dello scudo ma allo stesso tempo aumenta l’ingombro volumetrico di questo, rappresentando un limite alla sua applicabilità.

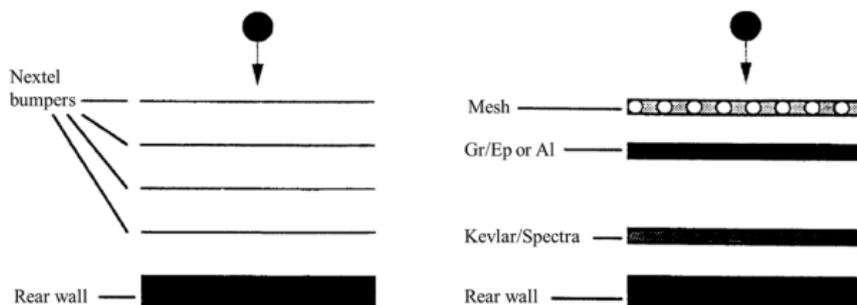


Fig. 2.24 Esempi di Whipple multilayer con diversi materiali

- Stuffed Whipple: in questa configurazione, viene aggiunto un bumper intermedio nello spazio compreso tra il bumper di alluminio e il rear wall. Lo strato intermedio è solitamente formato da una stratificazione di materiali avanzati. In Fig. 2.25 viene mostrata una configurazione tipica, formata da un tessuto ceramico, nello specifico Nextel, seguito da Kevlar, fibra ad alta resistenza e molto apprezzata per le sue proprietà di assorbimento degli urti. In alcuni casi è presente anche uno strato con una mesh metallica. Queste strutture si sono dimostrate particolarmente efficaci e sono molto utilizzate.

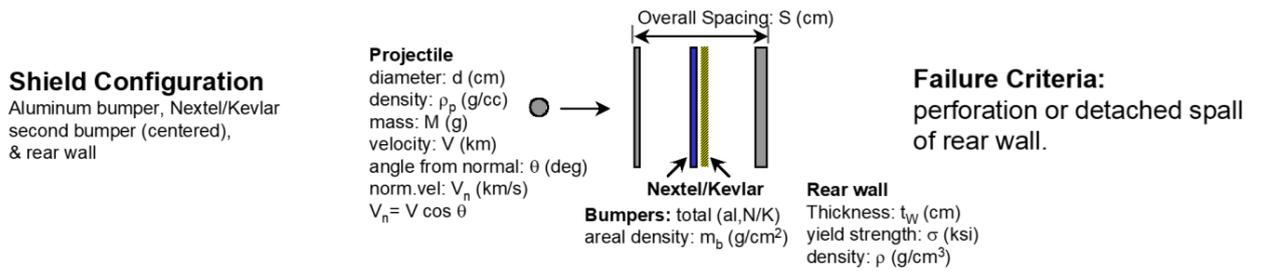


Fig. 2.25 Configurazione classica degli Stuffed Whipple

Il criterio di failure di questa tipologia di scudi è solitamente la perforazione o il distacco per spall del rear wall. In Fig. 2.26 sono riportate a titolo di esempio le equazioni di limite balistico per questa tipologia di scudi secondo studi NASA [8]:

### BL Equations

( $d_c$  is critical particle on ballistic limit threshold of shield)

for  $V_n > 6.5/(\cos\theta)^{1/3}$ ,

$$d_c = 0.6 (t_w \rho_w)^{1/3} S^{2/3} \rho_p^{-1/3} V^{-1/3} (\cos \theta)^{-0.5} (\sigma/40)^{1/6}$$

for  $2.7/(\cos\theta)^{0.5} < V_n < 6.5/(\cos\theta)^{1/3}$ ,

$$d_c = 0.321 (t_w \rho_w)^{1/3} S^{2/3} \rho_p^{-1/3} (\cos \theta)^{-7/18} (\sigma/40)^{1/6} (V - 2.7/\cos^{0.5}\theta) / (6.5/\cos^{1/3}\theta - 2.7/\cos^{0.5}\theta) + 1.031 \rho_p^{-0.5} ((t_w (\sigma/40)^{0.5} + 0.37 m_b) (\cos\theta)^{-4/3} (6.5/\cos^{1/3}\theta - V) / (6.5/\cos^{1/3}\theta - 2.7/\cos^{0.5}\theta))$$

for  $V_n \leq 2.7/(\cos\theta)^{0.5}$ ,

$$d_c = 2 (t_w (\sigma/40)^{0.5} + 0.37 m_b) / ((\cos\theta)^{5/3} \rho_p^{0.5} V^{2/3})$$

Fig. 2.26 Equazioni di limite balistico per scudi Stuffed Whipple (NASA)

- Strutture sandwich con honeycomb (HC): una configurazione sandwich è definita come una struttura in cui due lamine sottili sono unite tra loro da uno strato intermedio leggero, chiamato core (solitamente honeycomb o schiuma). Il core ha il compito di distanziare le lamine, su cui si scaricano invece i carichi, in modo da aumentare il momento d'inerzia della sezione, producendo quindi dei miglioramenti significativi nella resistenza della struttura. I sandwich rappresentano delle soluzioni molto studiate in quanto molto rigide e leggere e garantiscono delle ottime prestazioni in termini di protezione dagli impatti iperveloci. Le proprietà meccaniche degli HC sono direttamente collegate alla loro struttura: un core di HC, fatto di materiali come, ad esempio, alluminio o Nomex, è un estruso che simula una struttura simile ad un nido d'ape, con lamine sottili che creano delle celle esagonali. Il processo di danneggiamento di un HC, sottoposto ad un HVI con un proiettile sferico, può essere diviso in due fasi: schiacciamento e moto inerziale [18]. Durante la fase di schiacciamento, che avviene nei primi istanti, le modalità di rottura dell'honeycomb sono complesse e comprendono penetrazione, frattura per trazione e rottura per compressione, andando frammentare il materiale. Durante la fase di moto inerziale, che avviene invece quando il proiettile è già uscito e il materiale continua a deformarsi, la modalità di rottura del materiale è simile a quella di un impatto a basse velocità, caratterizzata principalmente da flessione e buckling. Sotto l'azione di queste due modalità, il core è piegato in modo da formare dei cerchi e compattato in layers. In particolare, le strutture honeycomb soggette a HVI sono inclini a transizioni di fase e le interazioni multiple tra i detriti e le lamine portano

a loro volta ad una significativa dissipazione energetica, migliorando le capacità protettive dello scudo. La struttura interna del core genera inoltre un cambiamento nella configurazione della nuvola detritica che, mentre viaggia dalla lamina frontale a quella posteriore del sandwich, viene separata, limitandone l'espansione radiale. Questo effetto, denominato channeling, comporta delle espansioni della superficie posteriore del sandwich o addirittura delle rotture per strappo. Questo effetto è in parte compensato dal fatto che, lo stesso fenomeno di channeling, porta a ridurre ulteriormente la dimensione dei frammenti. La dimensione stessa delle celle comporta un cambiamento nelle prestazioni del materiale.

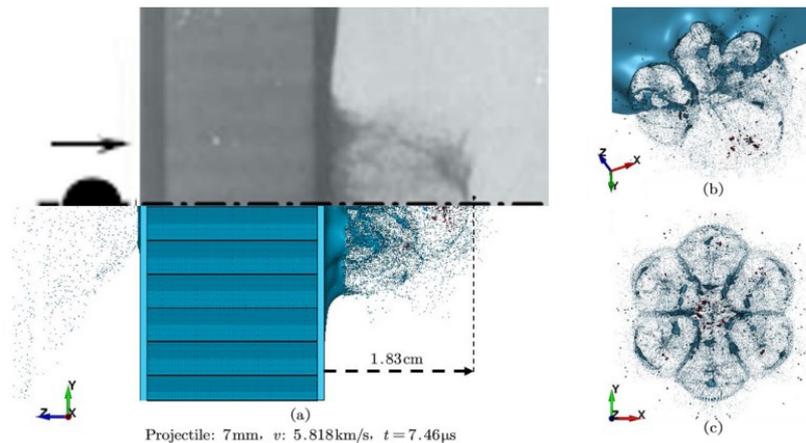


Fig. 2.27 Foto ad alta velocità e simulazione della nuvola detritica in un sandwich con honeycomb. È ben visibile la configurazione a petalo della nuvola detritica originata dalla struttura a nido d'ape. [18]

Gli HC lavorano molto bene anche con impatti obliqui, in quanto la struttura del nido d'ape dissipa meglio l'energia del proiettile. In conclusione, i materiali con strutture a sandwich con core a nido d'ape, presentano delle prestazioni promettenti ma una fisica complessa che richiede ancora molto studio per essere compresa al meglio.

- Strutture Sandwich con schiume: a differenza della struttura regolare degli honeycomb, le schiume presentano una struttura interna con porosità di dimensioni e forme casuali. Per questo motivo, a livello macroscopico, si possono considerare materiali omogenei. I sandwich con core di schiuma possono assorbire meglio l'energia cinetica del proiettile in quanto, a differenza degli HC, la resistenza che offrono all'espansione della nuvola di detriti è omogenea. Le schiume si possono suddividere in due categorie: schiume a cella chiusa e a cella aperta. Le schiume a cella chiusa sono poco usate in ambito spaziale a causa del fatto che trattengono aria all'interno delle celle e hanno un peso maggiore (ma potrebbero trovare eventuali sviluppi grazie alla stampa 3D). Le schiume a cella aperta, invece, sono più leggere e hanno una maggiore omogeneità. Queste sono a loro volta classificate sulla base della loro densità e della densità dei pori (numero di pori medio per unità di lunghezza). Da test sperimentali [18] è risultato che le performance dello scudo migliorano leggermente all'aumentare della densità dei pori.

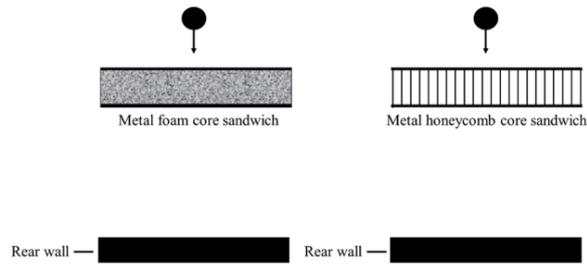


Fig. 2.28 Configurazione di uno scudo Whipple con bumper in sandwich di schiuma (sinistra) e in HC (a destra)

Per confrontare tra di loro le performance di scudi di diverse tipologie, si può studiare la cosiddetta curva di limite balistico (BLC) che definisce la relazione tra il diametro critico del proiettile e i parametri strutturali dello scudo e quelli dell’impatto. In Fig. 2.29 si può vedere il confronto delle curve di limite balistico tra uno scudo Whipple classico, un Whipple con strato intermedio, e delle configurazioni sandwich con core in schiuma e honeycomb e lastre esterne in alluminio per entrambi i casi. Il confronto è stato fatto tra soluzioni di peso comparabile. Le performance del Whipple con strato intermedio sono eccellenti per velocità superiori a 8 Km/s, mentre per velocità al di sotto di 5 Km/s, la protezione migliore viene fornita dalle schiume (in questo caso specifico si tratta di schiuma metallica di alluminio a cella aperta). Si può notare anche come la soluzione con HC fornisca prestazioni peggiorative rispetto alle altre configurazioni.

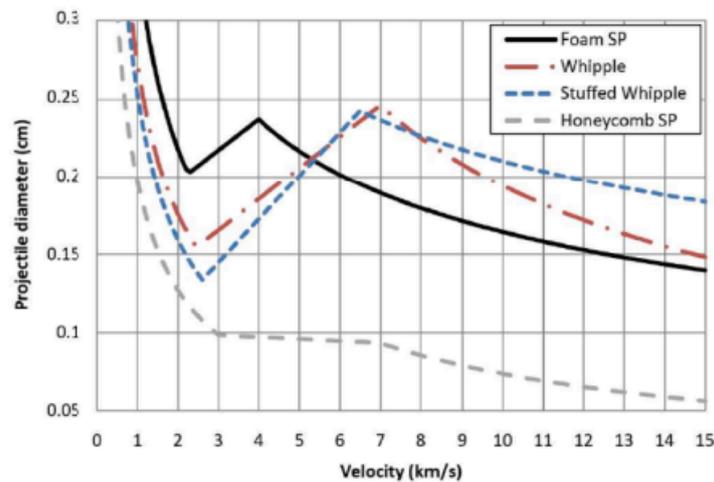


Fig. 2.29 Confronto delle curve di limite balistico per diverse tipologie di scudi Whipple di peso paragonabile [18]

Lo sviluppo della stampa 3D permette di ricercare soluzioni geometricamente più complesse, in un’ottica di ottimizzazione. In questo senso, il centro CISAS ha svolto nel 2021 dei test sperimentali su tre diverse configurazioni di scudo stampato in 3D [22]: una configurazione a pannelli multipli (MSP), una con un singolo pannello ondulato (SCP) e l’ultima con un bumper ondulato e una lastra come parete posteriore (HYP), come mostrato in Fig. 2.30.

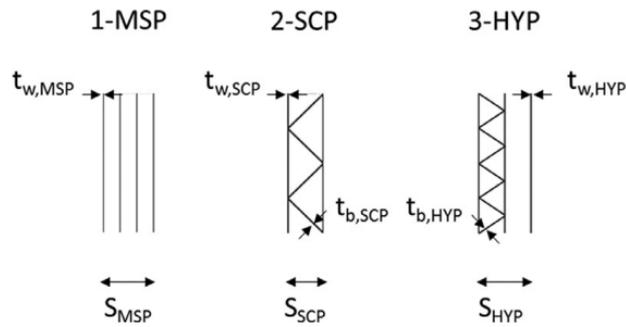


Fig. 2.30 Diverse configurazioni di scudi stampati in 3D

Dai risultati dei test sperimentali, gli scudi stampati in 3D sembrano avere delle capacità in termini di frammentazione dei proiettili migliori rispetto ad una soluzione di Whipple classica ma i valori dei diametri di penetrazione risultano tra loro confrontabili. Tra le soluzioni studiate, gli scudi SCP e HYP mostrano performance migliori degli MSP. Se confrontati invece con sandwich in HC standard di uguale densità e spessore, tutte e tre le configurazioni mostrano risultati migliori in termini di protezione dai detriti orbitali.

## 3. Scopo dello studio

In questo capitolo viene introdotto lo studio fatto sugli impatti iperveloci sui materiali CFRP. Viene dapprima tracciata una panoramica sui CFRP e sul loro comportamento quando sottoposti ad un HVI e successivamente vengono presentati i test sperimentali svolti dal centro di ricerca CISAS su questi materiali.

### 3.1 Introduzione alla fibra di carbonio e ai CFRP

Una delle maggiori necessità della progettazione strutturale, applicata all'ambito spaziale, è quella di ricercare materiali che possano garantire resistenze sempre più elevate a parità di peso. Un peso maggiore si traduce infatti in un maggiore consumo di carburante per portare il veicolo spaziale in orbita. In questo contesto, una famiglia di materiali che trova largo impiego è quella dei compositi polimerici rinforzati con fibra di carbonio (Carbon fiber reinforced polymer composites, CFRP). I CFRP hanno il pregio di avere una bassa densità, rigidità specifica  $E/\rho$  e resistenza specifica  $\sigma_{rott}/\rho$  alte, alta stabilità termica, una grande resistenza della fibra di carbonio alle radiazioni UV in confronto ai rinforzi aramidici e una buona capacità di resistere all'outgassing (rilascio indesiderato di materiali o specie volatili intrappolate all'interno del materiale che, sottoposte all'ambiente spaziale, vengono espulse con conseguente perdita delle proprietà chimico-fisiche del materiale e contaminazione dei sistemi vicini) grazie all'utilizzo di matrici specifiche. I CFRP, come tutti i compositi rinforzati a fibra in generale, permettono un grande controllo delle proprietà anisotrope del materiale finito, in quanto è possibile orientare a proprio piacimento i vari strati di fibra. I compositi in fibra di carbonio, in particolare quelli ad alto modulo e unidirezionali, trovano diverse applicazioni in ambito spaziale:

- Impieghi strutturali (solitamente sotto forma di sandwich o di laminati single skin) e realizzazione di serbatoi con tecnica di filament winding.
- Scudi per detriti: spesso utilizzata come piastra esterna per una struttura sandwich. Sviluppi interessanti riguardano anche la possibilità di creare strutture stampate in 3D.
- Scudi termici: un uso tipico è sotto forma di RCC (reinforced-carbon-carbon)
- Altri utilizzi: elementi di fissaggio, pannelli solari, antenne.

Una lastra di CFRP è formata da due fasi: una matrice e la fibra di carbonio. La matrice svolge il ruolo di protezione delle fibre e garantisce il trasferimento del carico a queste, le quali adempiono invece al ruolo strutturale, garantendo la resistenza della struttura. Il sinergismo tra queste due fasi garantisce prestazioni meccaniche eccezionali. In Tab. 3.1 si presenta un confronto tra le proprietà di alcuni materiali compositi, acciaio e alluminio. Si può notare come il rapporto  $E/\rho$  (modulo elastico su densità) e  $\sigma_{rott}/\rho$  (resistenza a rottura e densità) dei CFRP sia molto maggiore degli altri materiali:

Tab. 3.1 Confronto tra proprietà specifiche di compositi e metalli [26]

Materiale	Densità $\rho$ (g cm <sup>-3</sup> )	Modulo elastico, E (GPa)	Resistenza, $\sigma_{rott}$ (MPa)	E/ $\rho$ (GPa cm <sup>3</sup> g <sup>-1</sup> )	$\sigma_{rott}/\rho$ (MPa cm <sup>3</sup> g <sup>-1</sup> )
Composito C-epoxy, 58%, fibre uniassiali	1.5	189	1050	126	700
Composito vetro- poliestere, 50%, fibre uniassiali	2.0	48	1240	24	620
Composito Kevlar- epoxy, 60%, fibre uniassiali	1.4	76	1240	54	886
Acciaio ad alta resistenza	7.8	207	1000	27	128
Lega di alluminio	2.8	71	500	25	179

Le matrici polimeriche più comuni sono di due tipologie: termoindurenti e termoplastiche: le matrici termoindurenti sono al momento le più diffuse in quanto più facilmente lavorabili (possono essere lavorate allo stato liquido anche a temperatura ambiente e vengono fatte catalizzare in un secondo momento), proprietà meccaniche generalmente migliori e presentano un'alta temperatura di distorsione. A titolo d'esempio, due tipologie molto diffuse sono le matrici epossidiche e poliestere insature. Queste tipologie di matrici, una volta catalizzate, non possono più essere riportate allo stato liquido. Per questo motivo sono difficilmente riciclabili e questo sta incentivando la ricerca verso le matrici termoplastiche, come Nylon, PEEK o PP. Queste matrici hanno alte deformabilità e presentano un comportamento generale elasto-plastico.

Anche di fibra di carbonio ne esistono più tipologie: le più note sono le fibre a massima resistenza a trazione, o fibre HS (High strength). Queste presentano resistenze maggiori,  $\sigma_f^* \approx 3.5 \text{ GPa}$  ma modulo elastico più basso,  $E_f \approx 230 \text{ GPa}$ . La seconda tipologia è quella delle fibre ad alto modulo elastico, o HM (High modulus), caratterizzate, all'opposto, da alti moduli elastici,  $E_f \approx 300 - 500 \text{ GPa}$ , ma resistenze meccaniche più basse ( $\sigma_f^* < 2.5 \text{ GPa}$ ). Il diametro tipico delle fibre va dai 7 ai 10  $\mu\text{m}$ . Le singole fibre vengono poi organizzate in maniera differente in modo da ottenere proprietà meccaniche diverse. Parlando di fibre lunghe, le possibili configurazioni sono:

- Fibre disposte in maniera casuale: questo è il modo più semplice per ottenere delle proprietà finali del composito quanto più possibile ortotrope, quindi omogenee nel piano. Ciò è tuttavia possibile solo per un contenuto limitato di fibra.
- Fibre disposte lungo una direzione preferenziale: in questo modo è possibile ottenere dei rinforzi di tipo unidirezionale (UD). I rinforzi di questo tipo sono fortemente anisotropi, in quanto hanno una direzione in cui le proprietà meccaniche sono massime, quella di disposizione delle fibre, e una in cui sono minime, quella perpendicolare. Un modo per ottenere proprietà più omogenee è quella di creare dei laminati: più panni (ply) di unidirezionale sono sovrapposti, alternando la direzione di disposizione delle fibre in modo

da formare una stratificazione ben definita. Una disposizione di ply classica può essere la seguente:  $0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ$ , in modo da essere simmetrica. Chiaramente, inserendo angolazioni intermedie di fibra ( $0^\circ/45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ$ ), si otterrà una maggiore ortotropicità del laminato.

- Tessuti di fibra: le fibre sono intessute in modo tale da essere disposte in direzioni specifiche. Le proprietà finali sono simili a quelle dei laminati con un lieve peggioramento delle proprietà di resistenza in quanto la tessitura comporta che le fibre siano piegate. Queste pieghe fungono da zone di intensificazione degli sforzi. I tessuti si distinguono sulla base della trama utilizzata che, a sua volta, condiziona la drappeggiabilità e lavorabilità di questi. In Fig. 3.1 sono mostrate le tessiture più diffuse. Una tessitura di tipo piana presenta una migliore stabilità nel mantenere l'angolo di tessitura ma per questo è anche più difficile da lavorare. I tessuti satinati presentano caratteristiche opposte mentre i twill rappresentano una via di mezzo.

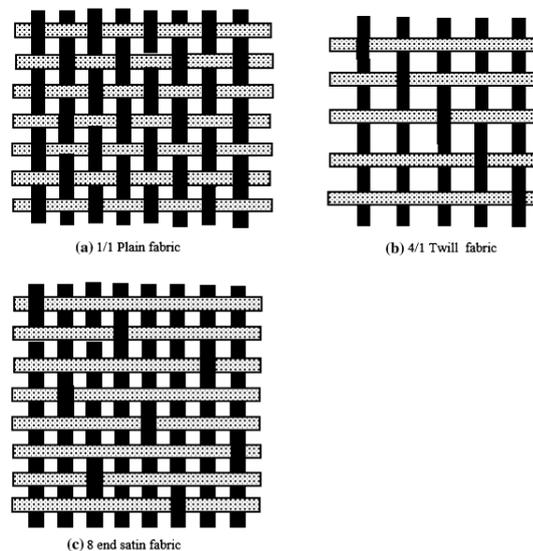


Fig. 3.1 Tipologie di tessuto: Plain (a), Twill (b) e Satinato (c) [27]

Come visto, utilizzare fibre lunghe, permette un ottimo controllo delle proprietà meccaniche del manufatto finito ma allo stesso tempo limita fortemente la complessità delle geometrie ottenibili a causa dei limiti sui processi produttivi. Un modo per ottenere geometrie più complesse è quello di utilizzare fibre corte. Il manufatto finito seguirà bene la geometria desiderata ma avrà proprietà meccaniche peggiori. Questa tipologia di fibre è molto sfruttata ad esempio nella stampa 3D con la fibra di carbonio. È possibile stampare in 3D anche con fibre lunghe ma limitatamente a geometrie semplici.

### 3.2 Comportamento dei CFRP soggetti ad impatti iperveloci

Il meccanismo di danneggiamento di un composito rinforzato a fibra, quando sottoposto ad un impatto iperveloce, si può suddividere nelle seguenti fasi: formazione del cratere, rottura delle fibre, sfilamento e distacco delle fibre, fessurazione della matrice, creazione di nuove superfici e infine delaminazione degli strati. All'aumentare della velocità del proiettile, aumenta anche l'energia cinetica di questo e di conseguenza anche i tassi di deformazione dei materiali che compongono il

bersaglio. La fisica dell'HVI sui materiali compositi è particolarmente complessa in quanto le onde di pressione, generate dall'impatto, non si muovono all'interno di un materiale omogeneo ma composto da più fasi dove ciascun ply funge da superficie che in parte riflette e in parte fa passare le onde di stress. In questo modo si crea per ogni ply una situazione simile a quella esposta nel paragrafo 2.6.1 per una lastra singola di materiale isotropo. Le onde, inizialmente di compressione, vengono riflesse e creano uno stato di stress di trazione che causa dapprima il raggiungimento della tensione di rottura del composito e infine genera la delaminazione non solo dei ply estremali ma anche di quelli intermedi.

In Fig. 3.2 si vede l'assorbimento di energia dovuto a diversi meccanismi di danneggiamento durante la perforazione di un laminato CFRP (nello specifico Toray M60J) [24]. Rispetto all'energia totale assorbita dal CFRP Toray M60J, i principali meccanismi di assorbimento sono lo sfilamento (pullout) e il distacco delle fibre (debonding). Dei cinque meccanismi,  $\gamma_{fb}$  (rottura delle fibre) e  $\gamma_{surface}$  (creazione di nuove superfici) dipendono dallo stress di taglio interlaminare che dipende a sua volta dall'adesione fibra-matrice e dalla natura dell'interfaccia. Nello specifico la fibra di carbonio presente all'interno del CFRP analizzato è una fibra HS che presenta quindi una differenza molto spiccata in termini di resistenza a trazione rispetto alla matrice. Per questo motivo  $\gamma_{pullout}$  e  $\gamma_{debonding}$ , che dipendono invece dalla resistenza a trazione delle fibre, sono i meccanismi dominanti.

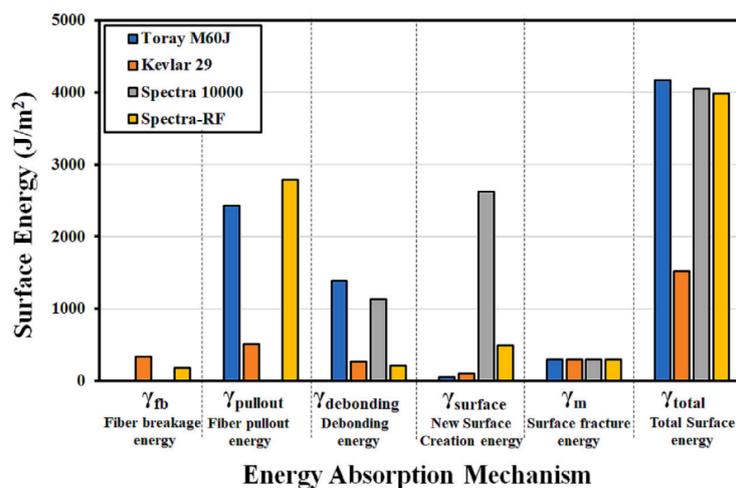


Fig. 3.2 Meccanismo di assorbimento di energia per diversi polimeri rinforzati a fibra [24]

Sempre nello stesso studio, viene proposto un confronto tra il valore totale dell'energia di superficie nel CFRP per due velocità di impatto di 2.5 Km/s e 5.5 Km/s. Per una velocità d'impatto doppia,  $\gamma_{total}$  aumenta del 67%. Ne consegue che solo una frazione dell'energia cinetica in più che viene fornita al sistema viene utilizzata per i meccanismi di assorbimento visti. L'energia cinetica del proiettile rimanente, si può attribuire all'energia cinetica residua della nuvola di detriti, oltre che all'energia associata alla deformazione, frammentazione e fusione del proiettile.

In Fig. 3.3 si può invece vedere una sequenza di immagini che descrivono l'evoluzione della nuvola detritica di un HVI su una lastra di CFRP. Similmente ad altri materiali di cui si è già parlato, la nuvola è in realtà doppia: una è originata dal fronte della piastra (nuvola frontale), in particolar modo dal perimetro d'impatto tra proiettile e bersaglio, e si propaga in direzione opposta al vettore velocità

del proiettile, l'altra (nuvola posteriore) si propaga invece in direzione concorde a questo ed è di dimensioni maggiori. Quest'ultima è la più pericolosa in quanto si propaga internamente al veicolo spaziale e può creare danni sensibili alla struttura di questo e alla sua strumentazione. Nella sequenza 1 della Fig. 3.3 si vedono molto bene la sfera di alluminio utilizzata come proiettile (a destra), il flash luminoso generato dal plasma e la prima fase di formazione della nuvola posteriore. La nuvola posteriore viene evidenziata anche nella sequenza 2 (e). Nella terza immagine sono evidenziate, in ordine:

- Lo spessore maggiore della piastra attorno al cratere d'impatto (b). Questo effetto è dovuto alla delaminazione degli strati interni.
- La struttura della nuvola frontale che evidenzia due zone: una struttura interna (c) e una bolla esterna (d). Questa differenziazione diventa evidente solo ad alte velocità d'impatto e nei momenti tardivi di questo. Le due zone presentano densità differenti e anche velocità differenti. La struttura interna, infatti, contiene frammenti provenienti sia dalla lastra che dal proiettile e possiede densità maggiore e velocità minore. La bolla esterna invece è composta da detriti più dispersi, provenienti dalla lamina superficiale del bersaglio.

Infine, nell'ultima sequenza, si vede in maniera molto chiara il distacco della lamina superficiale frontale e posteriore (a).

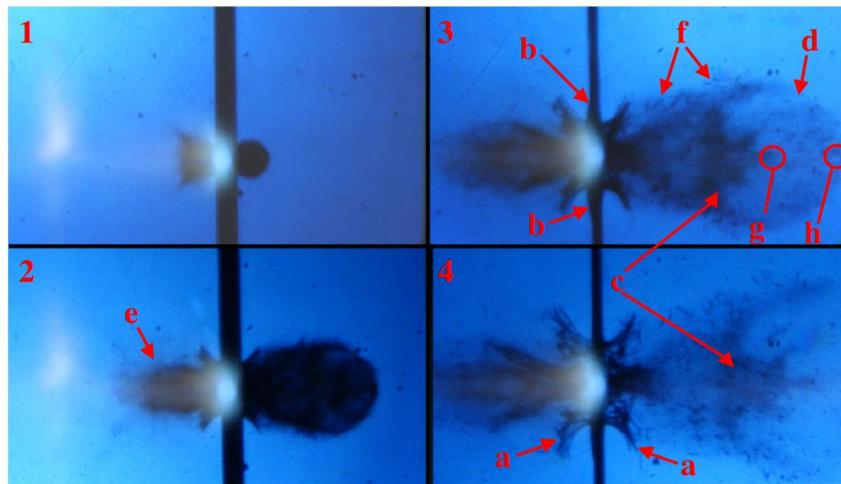


Fig. 3.3 Sequenza di ombrografie di un HVI su lastra di CFRP. Il passo temporale le immagini è di  $14 \mu s$  [28]

Il danno che si crea attorno alla zona d'impatto dipende molto dalla tipologia di fibra di carbonio utilizzata e presenta delle differenze a seconda che la piastra sia, ad esempio, un laminato di ply unidirezionali oppure formata da carbonio tessuto. In Fig. 3.4 viene mostrato un esempio per una lastra di unidirezionale. Il cratere che si crea non è omogeneo ma molto frastagliato a causa della frammentazione disordinata delle fibre. Sulla faccia frontale della lastra, oltre al cratere creato dal proiettile, si può notare una zona di delaminazione di larghezza paragonabile o poco maggiore del diametro frontale del cratere ma di lunghezza molto maggiore di questo. Nel caso di ply unidirezionale, la delaminazione si estende lungo la direzione preferenziale delle fibre. La regione di delaminazione è più omogenea attorno al cratere quando si tratta di carbonio tessuto. La stessa delaminazione si può vedere anche sulla faccia posteriore della lastra.

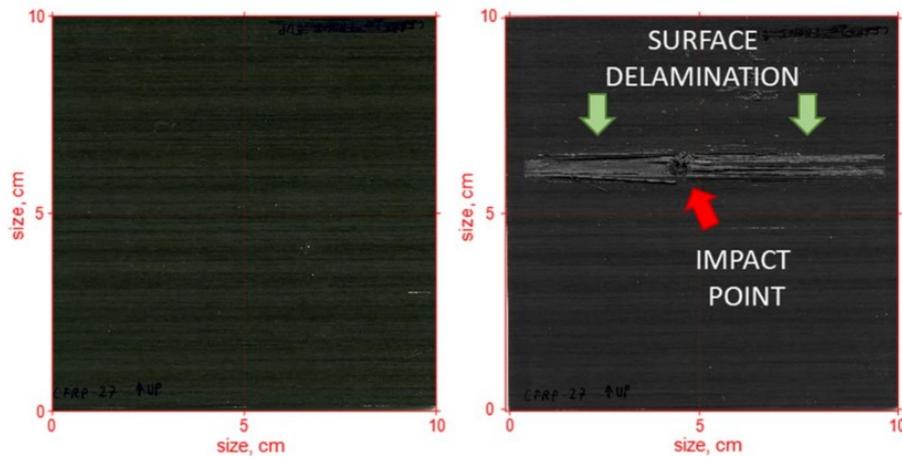


Fig. 3.4 Danno generato da HVI su una piastra di CFRP UD sulla faccia frontale prima dell'impatto (a sx) e dopo (a dx) [29]

### 3.3 Campagne sperimentali per impatti iperveloci su CFRP condotte dal CISAS

I dati analizzati nello studio sono stati raccolti negli anni dal centro di ricerca CISAS, in collaborazione con altri centri di ricerca internazionali, utilizzando l'acceleratore LGG presente a Padova. Dal momento che i test sono stati svolti in anni diversi, non è stato utilizzato un setup sperimentale univoco ma di seguito se ne prova a tracciare un quadro generale. In totale sono stati analizzati i dati riguardanti 176 test, così suddivisi:

Tab. 3.2 Panoramica dei test considerati per lo studio

Tipologia	Numero di Ply per lastra	Numero di test	Numero totale di test per tipologia
<i>Lastre di CFRP epoxy-UD, fibra di carbonio a HS e medio modulo</i>	12	4	107
	16	34	
	24	26	
	32	34	
40	9		
<i>Sandwich CFRP-Honeycomb con carbonio UD</i>	Non registrati	55	
<i>Sandwich CFRP-Honeycomb con tessuto di carbonio</i>	16	14	

I proiettili utilizzati per i test sono sfere di alluminio di diametro 0.8 mm, 1 mm, 1.5 mm, 1.9 mm, 2.3 mm e 2.9 mm. Per i sandwich HC-CFRP UD sono stati usati anche diametri minori: 0.1 mm, 0.3 mm e 0.59 mm. I proiettili sono stati accelerati a velocità comprese tra 2 Km/s e 5.5 Km/s. La maggior

parte degli impatti è avvenuto con angolo di 0° ma sono stati considerati anche test con angoli di 15°, 30° e 45°.

Per raccogliere il maggior numero possibile di dati riguardanti la nuvola di detriti, sono state messe in atto diverse strategie. Per permettere una più accurata raccolta dei frammenti generati dalla collisione, in alcuni test, attorno al bersaglio (che è sospeso all'interno della camera a vuoto), è stata costruita una scatola in legno compensato con due aperture, una per permettere l'ingresso del proiettile e l'altra per la registrazione di immagini. Il materiale di costruzione della scatola è stato scelto in modo da essere meno resistente dell'alluminio e del CFRP, in modo tale da evitare che i frammenti si possano deformare dagli impatti secondari con questa.

Prima dei test, solitamente, sono pesati proiettile e bersaglio, in modo da confrontarne il peso con quello della piastra e dei frammenti misurato alla fine. La differenza tra i due valori è chiamata "massa distaccata" e rappresenta il materiale, in peso, non raccolto alla fine del test. Questa misura rappresenta quindi un indicatore della bontà sulla raccolta dati dei frammenti. Dopo essere stati pesati, i frammenti sono setacciati manualmente e divisi in diverse classi dimensionali. A questo punto ciascuna classe dimensionale è pesata e i frammenti distribuiti su una lastra di vetro per essere fotografati. L'immagine, acquisita da uno scanner con una risoluzione di 600DPI, è inserita all'interno di un codice Matlab d'analisi d'immagine automatica che determina il loro numero e la loro geometria (area, baricentro, semiassi maggiore e minore, perimetro e diametro equivalente). Le informazioni ottenute sui semiassi, sono poi utilizzate per calcolare la lunghezza caratteristica  $L_C$  dei frammenti. Questa metodologia, essendo bidimensionale, permette di calcolare  $L_C$  secondo la (3.1). Molto spesso in letteratura viene però riportata quella tridimensionale, secondo la (3.2):

$$L_C = \frac{a+b}{2} = \frac{L_{max}+L_{min}}{2} \quad (3.1)$$

$$L_C = \frac{a+b+c}{3} \quad (3.2)$$

Per molti dei test fatti sulle piastre di CFRP, in maniera solidale ai bersagli, è stata montata, sul retro di questi, una lastra in rame (Witness Plate), in modo tale da formare la struttura a doppia parete visibile in Fig. 3.5 (sinistra). La lastra, solitamente di spessore 2 mm e collocata ad una distanza di 80 mm, è stata inserita in modo tale da essere colpita dalla nuvola detritica posteriore. Come si può vedere in Fig. 3.5 (destra) questa, dopo l'impatto, mostra in maniera molto chiara una zona centrale, colpita da frammenti del proiettile e della lastra (zona interna della nuvola) e una zona anulare esterna dove sono ben visibili le tracce d'impatto dei frammenti a forma di ago provenienti dal carbonio che formano la bolla esterna della nuvola. Un altro strumento utilizzato per comprendere meglio la natura delle nuvole detritiche è stato l'utilizzo di una fotocamera per ombrografie (la stessa utilizzata per cogliere le immagini in Fig. 3.3). Le sequenze ottenute permettono di misurare l'angolo di propagazione della nuvola e la sua struttura.

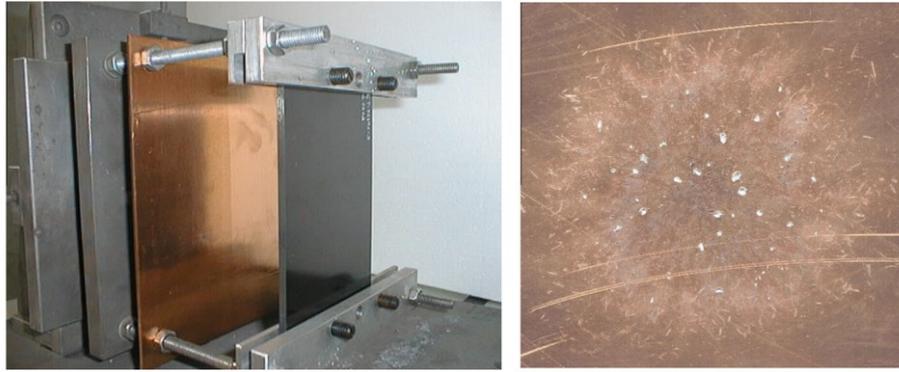


Fig. 3.5 Alloggiamento del bersaglio con piastra in rame (a sinistra) e pattern della nuvola detritica sulla piastra in rame (a destra) [28]

Del danno generato sui bersagli, sono stati misurati il diametro del foro e la lunghezza delle due principali direzioni di delaminazione. Questo è stato fatto sia per la faccia frontale che per quella posteriore. Queste misure sono state acquisite fondamentalmente in due modi: effettuando una misura a mano, tramite l'utilizzo di un calibro, oppure scattando, dopo ogni test, un'immagine ad alta risoluzione della superficie frontale e posteriore del bersaglio, tramite l'uso di uno scanner. Da questa scansione, inserita all'interno di un codice di analisi d'immagine, implementato in Matlab, è possibile misurare il diametro del cratere. Il funzionamento del codice è il seguente: dapprima l'utilizzatore seleziona manualmente l'area del danno in maniera grossolana. Quest'area è definita come la regione che include tutti i punti di frattura delle fibre visibili. Successivamente, il software rileva le linee perimetrali dell'area danneggiata, utilizzando la tecnica di estrazione della trasformata di Hough standard. L'intersezione delle linee rilevate determina l'area del danno, da cui è poi ricavato il diametro equivalente  $D_c$ . L'incertezza su  $D_c$  è principalmente legata alla selezione arbitraria fatta all'inizio dall'utente. Questo processo, nonostante allunghi i tempi di misura, permette di ridurre le incertezze rispetto ad una misura manuale. A causa dell'irregolarità del foro, infatti, la procedura manuale standard utilizzata è quella di misurare il diametro maggiore e quello minore di questo e successivamente calcolarne la media.

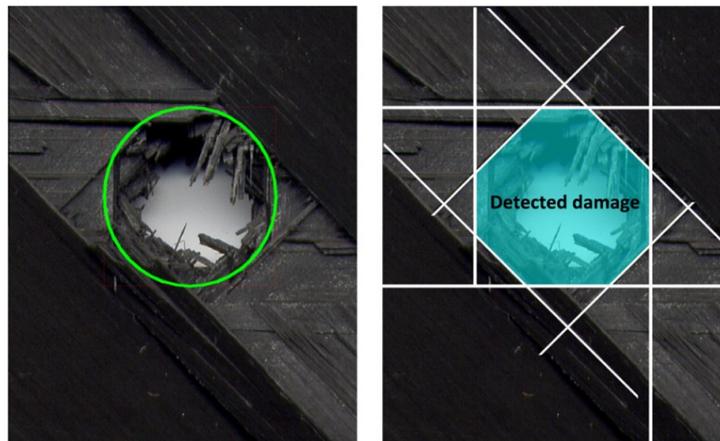
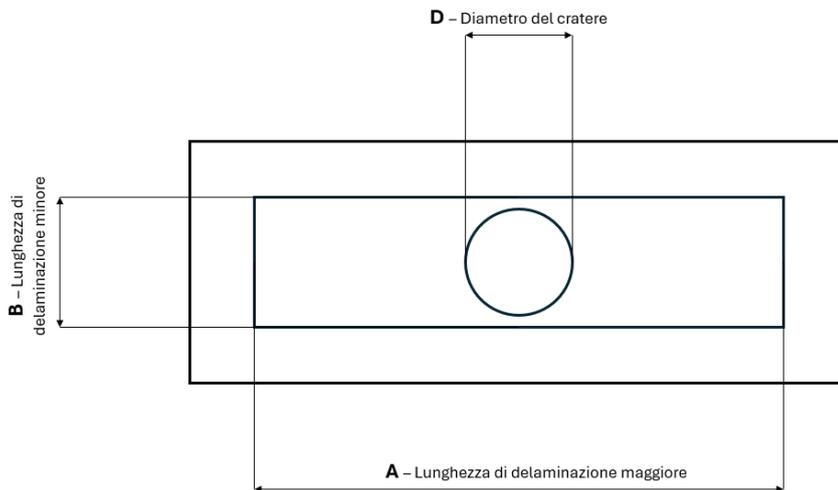


Fig. 3.6 Foro generato dal proiettile. Esempio dell'area grossolana selezionata dall'utente (a sinistra) e di quella rilevata dal software (a destra) [28]

Dal momento che i dati sono stati ottenuti in anni diversi, per avere maggiore numerosità sono stati analizzati insieme dati su lastre di CFRP con layup, caratteristiche di fibra e di resina leggermente diverse. Questo ha peggiorato lo scattering dei dati ma allo stesso tempo ha permesso di generare modelli empirici rappresentativi non di un tipo specifico di materiale composito ma di una famiglia (Ad esempio, lastre di CFRP con carbonio UD). Le incertezze sui modelli sono state successivamente considerate.

Di seguito sono riportati alcuni grafici utili a descrivere le principali grandezze geometriche del danno e, nello specifico, il loro andamento al crescere dell'energia cinetica del proiettile  $K$ . Nella trattazione che segue ci si riferirà a  $D$  per indicare il diametro del cratere,  $A$  per indicare la lunghezza di delaminazione maggiore e  $B$  per indicare la lunghezza di delaminazione minore.  $A$  e  $B$  sono riferite solamente alla delaminazione superficiale che, in generale, a seconda della velocità d'impatto, interessa solo uno o due ply.  $A$  e  $B$  sono anche i parametri di delaminazione di maggiore interesse nella descrizione della nuvola detritica in quanto, nonostante anche i ply interni vadano incontro a delaminazione, i frammenti di questi si disperdono in quantità molto minore.



*Fig. 3.7 Parametri di danno della lastra*

Andando ad analizzare i dati relativi alle lastre di CFRP, si nota come l'estensione del diametro medio del cratere e quella di  $B$  siano tra loro paragonabili, con quest'ultima leggermente più grande. Simili sono anche i parametri frontali rispetto a quelli posteriori. In Fig. 3.8 si mostra un confronto tra queste grandezze per le lastre a 16 ply.

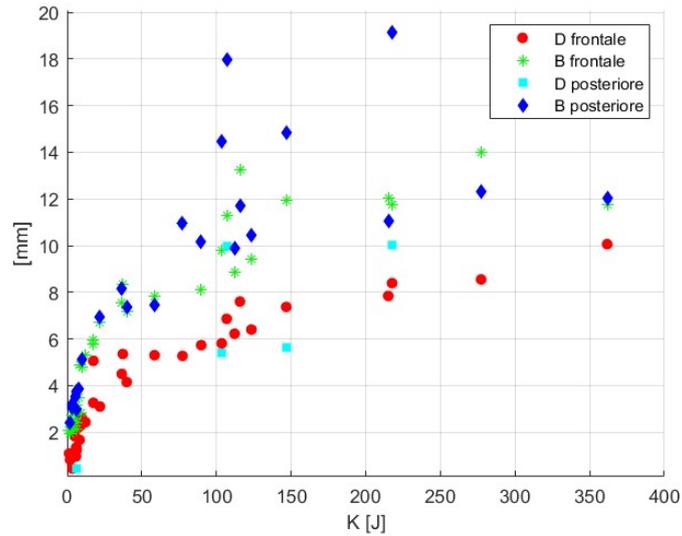


Fig. 3.8 Diametro del cratere e lunghezza di delaminazione minore (frontali e posteriori) in funzione dell'energia cinetica  $K$  per le lastre di CFRP da 16 ply

Nello specifico, come si può vedere in Fig. 3.9, questi due parametri siano tra loro in proporzionalità diretta.

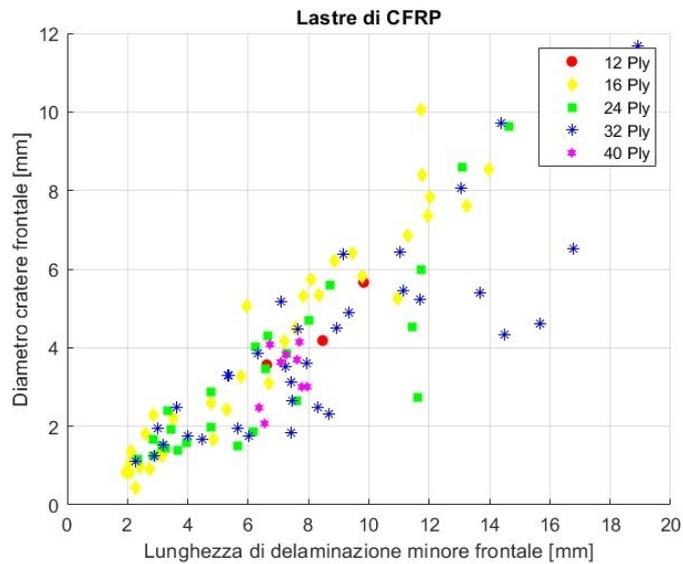


Fig. 3.9 Proporzionalità diretta tra il diametro frontale del cratere e la lunghezza di delaminazione frontale minore per le lastre in CFRP

Per quanto riguarda la direzione delaminazione maggiore, nel caso di ply unidirezionali (Fig. 3.10), questa si estende per una lunghezza di circa un ordine di grandezza superiore a quella minore, in direzione concorde alla fibra. Anche in questo caso le lunghezze frontali e posteriori sono paragonabili.

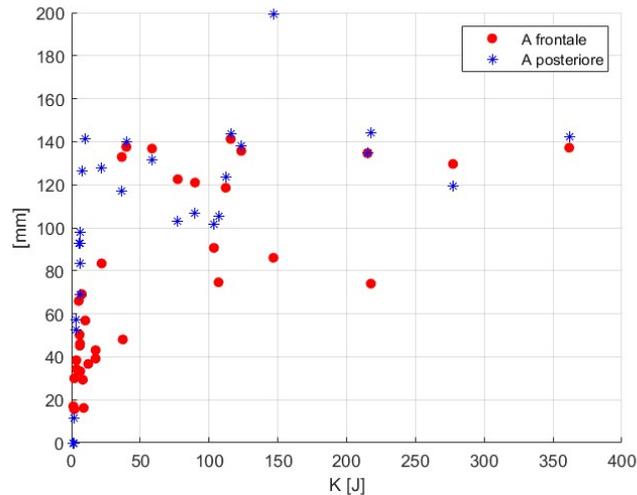


Fig. 3.10 Lunghezza di delaminazione minore (frontale e posteriore) in funzione dell'energia cinetica del proiettile K per le lastre di CFRP da 16 ply

Altri due parametri, misurati nell'ambito delle prove sperimentali, e su cui è stata fatta un'analisi, sono  $A_{MAX}$  e  $B_{MAX}$ :  $A_{MAX}$  è la massima dimensione del frammento più lungo,  $B_{MAX}$  invece è la sua dimensione minore, misurata di conseguenza. Si nota, in Fig. 3.11, una forte proporzionalità tra  $A_{MAX}$  e il valore della lunghezza di delaminazione maggiore A ( $A_{MAX}$  è circa la metà di A). I valori misurati di  $B_{MAX}$ , invece, sono molto più disordinati: questo è dovuto probabilmente ai piccoli valori che assumono. Ci si aspetta che la tendenza mostrata da  $A_{MAX}$  cambi all'aumentare delle dimensioni delle lastre. È infatti probabile che, frammenti grandi quanto metà della lunghezza di delaminazione maggiore siano sempre più instabili all'aumentare della loro lunghezza e che quindi vadano incontro ad una frammentazione ulteriore a causa della riflessione delle onde di stress meccanico.

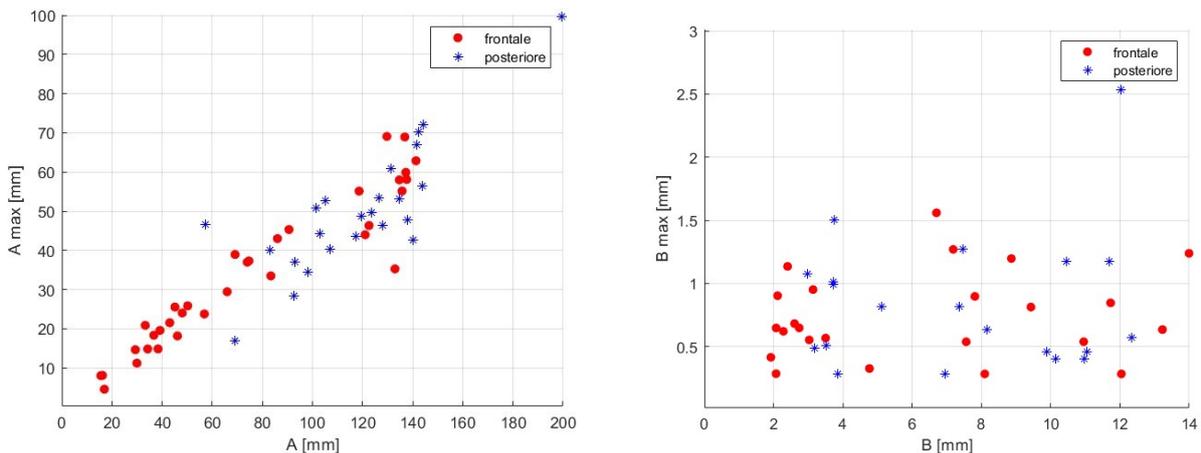


Fig. 3.11 Grafici di confronto tra la lunghezza di  $A_{MAX}$  rispetto ad A (sinistra) e quella di  $B_{MAX}$  rispetto a B (destra) per le lastre di CFRP da 16 ply

In Fig. 3.12 si vede infine il confronto tra la crescita del diametro frontale del cratere sulla base dell'energia cinetica K per tutte le lastre analizzate, suddivise per numero di ply. Il confronto non tiene conto dello spessore delle lastre, infatti quelle a 12 ply mostrano delle prestazioni molto

superiori a quelle da 40 proprio perché hanno uno spessore maggiore. In generale si nota un andamento quasi logaritmico nella crescita.

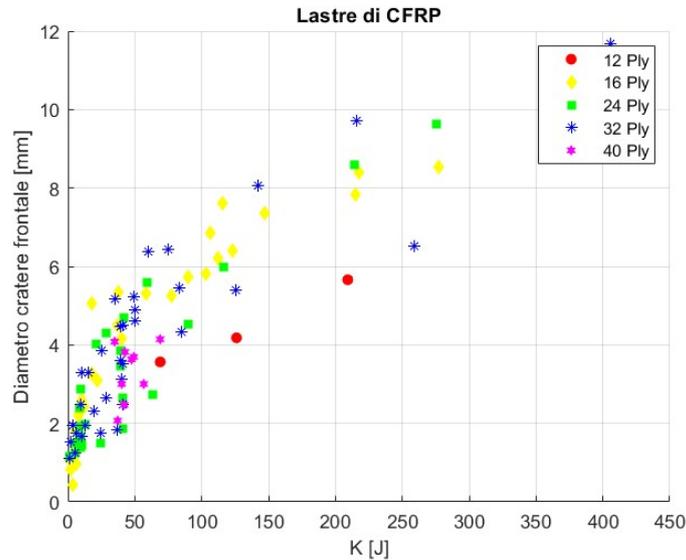


Fig. 3.12 Confronto tra il diametro del cratere frontale, in funzione dell'energia cinetica  $K$  del proiettile, per le lastre di CFRP

Per quanto riguarda invece i sandwich, in Fig. 3.13 si mostra un confronto tra  $D$  e  $B$  per le due configurazioni analizzate: valgono anche in questo caso le stesse osservazioni fatte per le lastre.

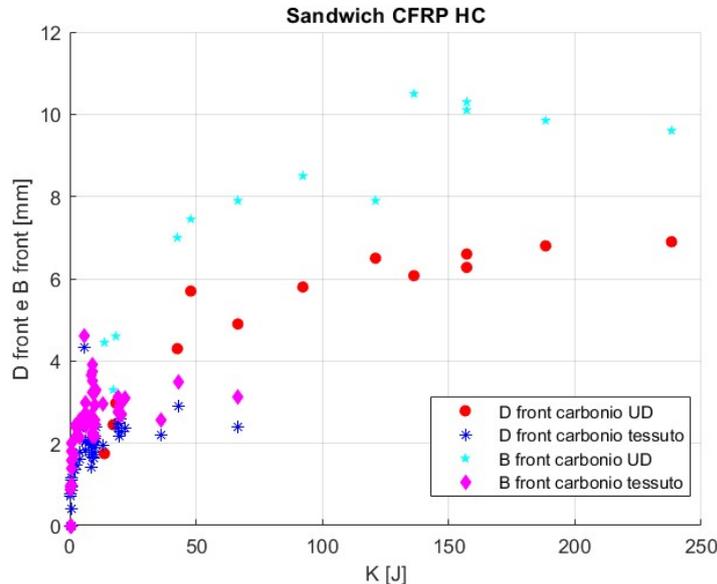


Fig. 3.13 Diametro del cratere e lunghezza di delaminazione minore (frontali e posteriori) in funzione dell'energia cinetica  $K$  per i sandwich CFRP-HC

Più interessante è il confronto per il parametro di delaminazione maggiore  $A$ . In Fig. 3.14 si vede come, nel caso in cui si utilizzi del tessuto di carbonio, rispetto all'unidirezionale, questo permetta di ottenere valori di  $A$  molto inferiori (seppur sempre maggiori di  $B$ , per cui l'area di delaminazione rimane rettangolare). Si può concludere quindi che, utilizzare del tessuto di carbonio, nonostante abbia proprietà meccaniche peggiori rispetto a realizzare un laminato con ply unidirezionali  $0^\circ/90^\circ$ ,

riduca di molto l'area di delaminazione dei singoli ply, con conseguenze migliorative sulle nuvole detritiche.

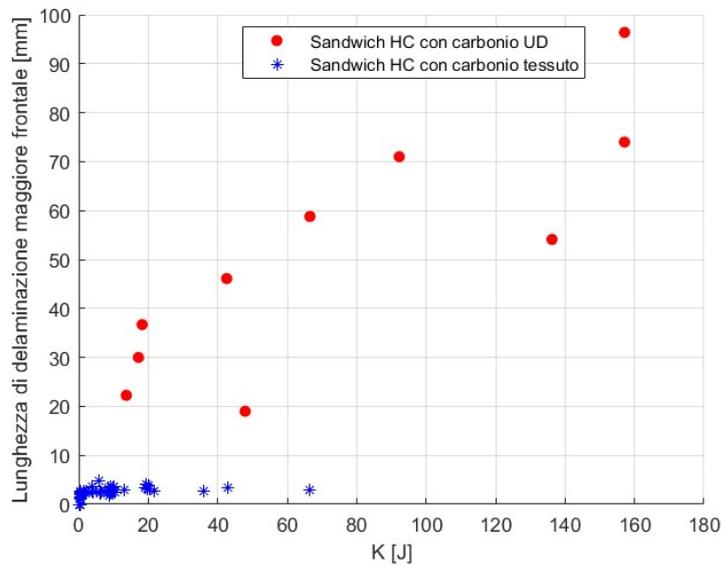


Fig. 3.14 Lunghezza di delaminazione maggiore frontale in funzione dell'energia cinetica del proiettile K per i sandwich CFRP-HC

## 4. Modelli di frammentazione per lastre in CFRP

### 4.1 Descrizione dei parametri considerati e nuovi modelli

A questo punto ci si è concentrati sui dati relativi alle lastre di CFRP con l'idea di creare dei modelli che potessero mettere in relazione i principali parametri del danno, descritti in precedenza, con le caratteristiche del proiettile, del bersaglio e della cinematica dell'urto. Per prima cosa sono stati individuati i parametri più significativi di cui tener conto:

- Diametro del proiettile,  $D_P$
- Velocità del proiettile,  $V_P$
- Densità del proiettile,  $\rho_P$ : la densità del proiettile è certamente un parametro che influenza i danni derivanti dall'impatto, in quanto entra a far parte del computo dell'energia cinetica. Tuttavia, nei ragionamenti successivi, non se ne è tenuto conto dal momento che tutti gli esperimenti registrati sono stati svolti con proiettili in alluminio. Inserire la densità non avrebbe quindi introdotto informazioni ulteriori e il modello non sarebbe stato descrittivo di impatti con proiettili di altri materiali.
- Angolo d'impatto,  $\alpha$ : l'angolo d'impatto condiziona le componenti del vettore velocità. In questo caso la maggior parte dei dati disponibili sono riferiti ad impatti normali. Nonostante questo, a differenza di  $\rho_P$ , si è deciso di considerare questo parametro nei modelli in quanto ci si aspetta comunque una certa influenza. I modelli che verranno sviluppati saranno dunque statisticamente più affidabili per impatti normali ma potranno essere aggiornati non appena saranno disponibili più dati sugli impatti obliqui.
- Numero di ply,  $N_{ply}$
- Spessore della piastra,  $t$

Numero di ply e spessore sono le uniche informazioni inserite per il materiale del bersaglio, in modo da tener conto della laminazione eseguita per la lastra. Per il resto i modelli saranno descrittivi solo di CFRP con ply unidirezionali, laminati in modo tale da cercare l'ortotropicità della piastra.

Individuati i parametri più significativi, in Tab. 4.1 sono riportati i loro limiti numerici in relazione ai dati disponibili dai test sperimentali. La validità numerica di queste relazioni è quindi limitata a questi range operativi: per utilizzarle con parametri al di fuori serve un'opportuna verifica con dati sperimentali.

Tab. 4.1 Range di variazione dei dati utilizzati con unità di misura

Grandezza	Unità di misura	Limite inferiore	Limite superiore
Diametro del proiettile, $D_P$	[mm]	0.90	2.90
Velocità del proiettile, $V_P$	[m/s]	1813	5380
Numero di ply, $N_{ply}$	[/]	12	40
Spessore della piastra, $t$	[mm]	2	5.8
Angolo d'impatto	[°]	0°	45°

Grandezza	Materiale
Materiale del proiettile	Alluminio
Materiale del bersaglio	Laminati con ply di carbonio UD, fibra di carbonio HS a medio modulo

Per generare le relazioni, dato l'alto numero di variabili indipendenti da considerare, si è scelto di utilizzare un'interpolazione non lineare su una funzione del tipo:

$$Y = A * D_P^B * V_P^C * (\cos \alpha)^D * N_{PLY}^E * t^F \quad (4.1)$$

La funzione ha quindi cinque variabili indipendenti e sei parametri di correlazione. Le unità di misura delle variabili sono le stesse riportate in Tab. 4.1. Per eseguire l'interpolazione è stata utilizzata la seguente function implementata in Matlab:

```
f = @(F,X) F(1).*(Dp.^F(2)).*(Vp.^F(3)).*(ang.^F(4)).*(Nply.^F(5)).*(t.^F(6));
[F_fitted,R,J,CovB,MSE] = nlinfit([Dp Vp ang Nply t],D,f,[1 1 1 1 1 1]);
```

La funzione fornisce, tra i vari output, il vettore dei residui R, la matrice di covarianza CovB. Da questi output è stato possibile calcolare, per ciascun modello, la deviazione standard  $\sigma$  del fitting e il coefficiente di regressione  $R^2$ , attraverso le seguenti equazioni:

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y}_i)^2}{n-1}} \quad (4.2)$$

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y}_i)^2} \quad (4.3)$$

Dove  $y_i$  sono i valori reali del parametro dipendente,  $\bar{y}_i$  quelli medi e  $\hat{y}_i$  quelli previsti dal fitting. Un altro valore di output che è stato analizzato è l'MSE, definito come media aritmetica degli errori al quadrato tra i valori osservati e i valori stimati.

$$MSE = \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{n} \quad (4.4)$$

Successivamente sono state calcolate anche le incertezze sui parametri di correlazione, come radice quadrata degli elementi diagonali della matrice di covarianza.

Ciascun grafico è presentato con l'intervallo di confidenza al 95%, calcolato come:

$$confidenza_{95\%} = 1.96 * \sigma \quad (4.5)$$

Di seguito sono riportati i risultati:

- Diametro frontale del cratere,  $D_{Front}$ :

$$D_{Front} = 0.0015 * D_P^{1.3679} * V_P^{0.8202} * (\cos \alpha)^{0.4715} * N_{PLY}^{0.2977} * t^{-0.3937} \quad (4.6)$$

In Tab. 4.2 sono riportati i parametri di valutazione della retta di regressione. Come ci si aspettava, il parametro con incertezza maggiore è l'esponente del coseno dell'angolo d'impatto. I restanti parametri di incertezza presentano valori accettabili e il coefficiente di regressione è molto buono.

Tab. 4.2 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	σ	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri					
				A	B	C	D	E	F
0.74	0.89	0.84	1.65	0.00098	0.0610	0.0718	0.4095	0.0874	0.0937

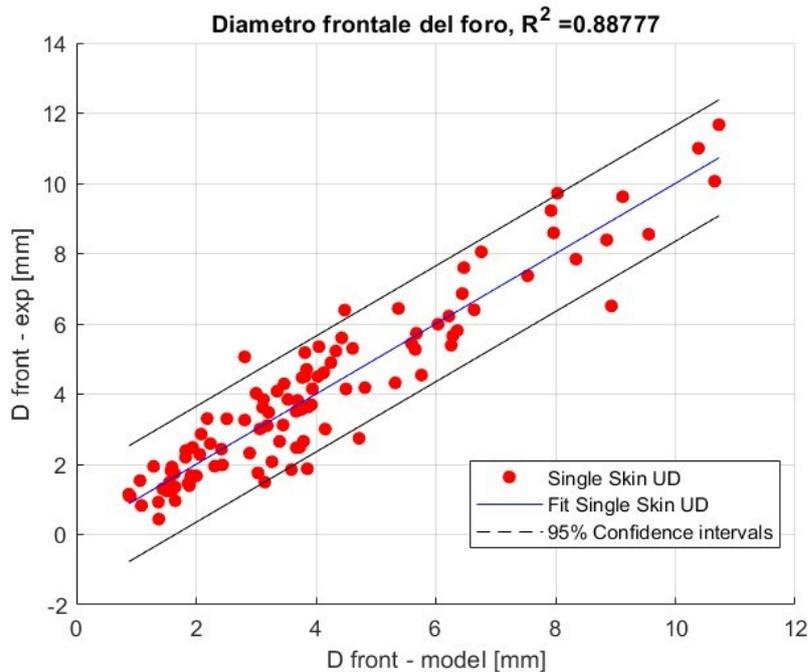


Fig. 4.1 Regressione non lineare per il diametro frontale del cratere

- Lunghezza di delaminazione maggiore frontale,  $A_{Front}$ :

$$A_{Front} = 1.0353 * D_P^{0.7889} * V_P^{0.346} * (\cos \alpha)^{0.5757} * N_{PLY}^{0.2436} * t^{-0.4185} \quad (4.7)$$

In Tab. 4.3 sono riportati i parametri di valutazione del modello. I dati relativi alla lunghezza di delaminazione maggiore frontale presentano uno scattering maggiore a causa delle differenze sui materiali e delle imprecisioni di misura. Questo abbassa leggermente il coefficiente di regressione.

Tab. 4.3 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	σ	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri					
				A	B	C	D	E	F
306.59	0.79	16.73	32.8	0.9667	0.0816	0.1018	0.3208	0.1058	0.1179

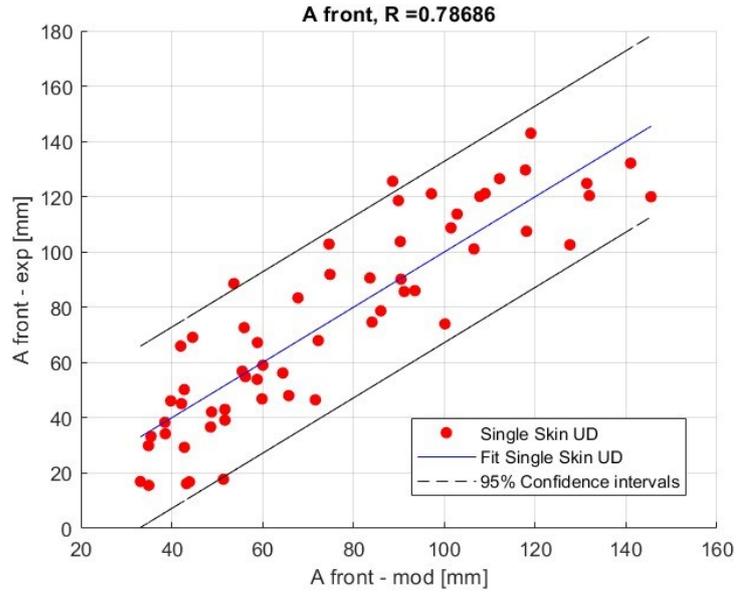


Fig. 4.2 Regressione non lineare per la lunghezza di delaminazione frontale maggiore

- Lunghezza di delaminazione minore frontale,  $B_{Front}$ :

$$B_{Front} = 0.0042 * D_P^{1.2381} * V_P^{0.6951} * (\cos \alpha)^{0.455} * N_{PLY}^{0.4348} * t^{-0.1221} \quad (4.8)$$

In Tab. 4.4 sono riportati i parametri di valutazione del modello. Valgono le stesse osservazioni fatte per il diametro frontale del cratere.

Tab. 4.4 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	$\sigma$	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri					
				A	B	C	D	E	F
1.41	0.90	1.14	2.24	0.0031	0.0625	0.0757	0.2701	0.0792	0.0809

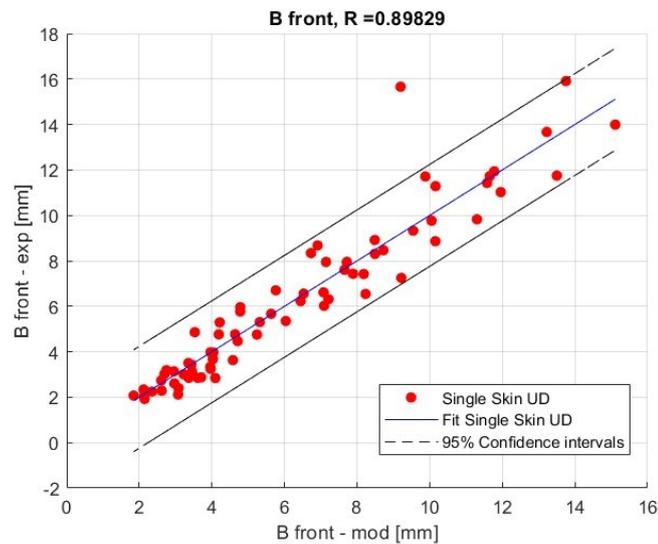


Fig. 4.3 Regressione non lineare per la lunghezza di delaminazione frontale minore

- Diametro posteriore del cratere,  $D_{Back}$ :

$$D_{Back} = 0.00057 * D_P^{2.0725} * V_P^{0.9604} * t^{-0.2136} \quad (4.9)$$

In Tab. 4.5 sono riportati i parametri di valutazione del modello. In questo caso i dati a disposizione erano pochi, in quanto il diametro posteriore era registrabile solo in quei provini che avevano raggiunto la piena penetrazione. A causa di questo, un modello con cinque variabili indipendenti sarebbe stato troppo instabile e si è scelto di eliminare l'influenza dell'angolo e del numero di ply. Il modello andrà aggiornato quando ci saranno più dati a disposizione.

Tab. 4.5 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	$\sigma$	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri			
				A	B	C	D
1.99	0.68	1.35	2.64	0.0018	0.4281	0.3331	0.2421

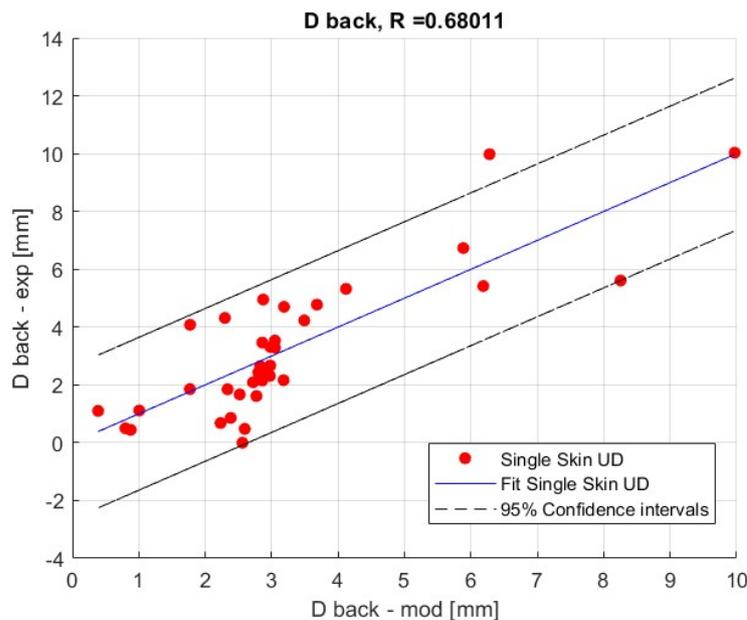


Fig. 4.4 Regressione non lineare per il diametro posteriore del cratere

- Lunghezza di delaminazione posteriore maggiore,  $A_{Back}$ :

$$A_{Back} = 133.0608 * D_P^{0.6254} * V_P^{0.8638} * (\cos \alpha)^{-0.1641} * N_{PLY}^{-3.5153} * t^{2.5739} \quad (4.10)$$

In Tab. 4.6 sono riportati i parametri di valutazione del modello. Questo modello presenta delle incertezze più elevate rispetto a quello di  $A_{Front}$ . In generale, a causa della complessità della fisica dell'urto, i modelli riguardanti la faccia posteriore delle lastre risultano più imprecisi.

Tab. 4.6 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	σ	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri					
				A	B	C	D	E	F
903.04	0.61	28.50	55.86	359.6120	0.1344	0.2167	0.8033	1.2736	1.2612

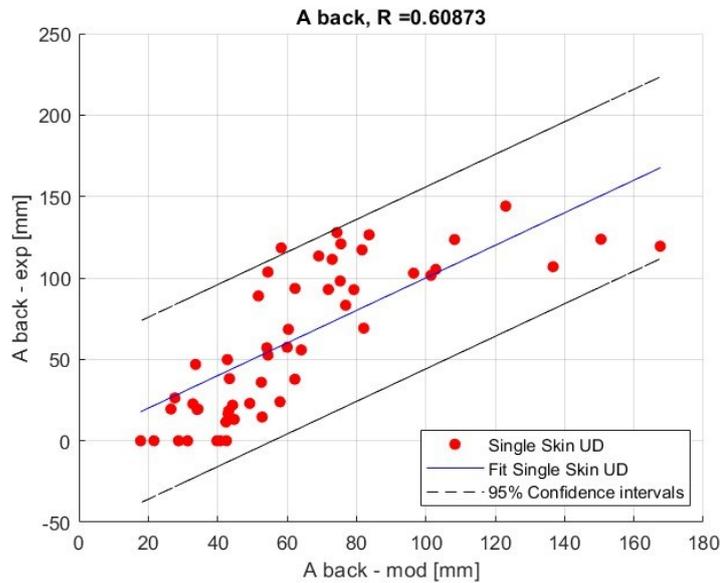


Fig. 4.5 Regressione non lineare per la lunghezza di delaminazione posteriore maggiore

- Lunghezza di delaminazione posteriore minore,  $B_{Back}$ :

$$B_{Back} = 0.00115 * D_P^{1.0383} * V_P^{0.5351} * (\cos \alpha)^{0.2843} * N_{PLY}^{1.9463} * t^{-1.8084} \quad (4.11)$$

In Tab. 4.7 sono riportati i parametri di valutazione del modello. Rispetto alla lunghezza di delaminazione maggiore, questo modello per la faccia posteriore presenta delle incertezze minori e una correlazione migliore.

Tab. 4.7 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	σ	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri					
				A	B	C	D	E	F
3.76	0.81	1.88	3.69	0.0013	0.0725	0.0776	0.3991	0.4767	0.4682

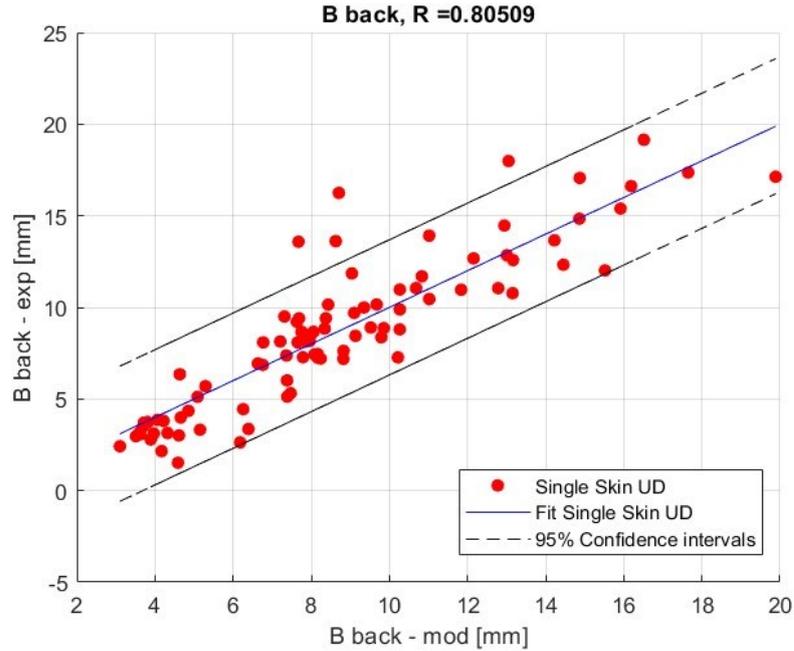


Fig. 4.6 Regressione non lineare per la lunghezza di delaminazione posteriore minore

- Dimensione massima del frammento più lungo,  $A_{Max front}$  e  $A_{Max back}$ :

$$A_{Max front} = 0.4137 * A_{Front}^{1.029} \quad (4.12)$$

$$A_{Max back} = 0.4156 * A_{Back}^{0.9985} \quad (4.13)$$

In Tab. 4.8 e Tab. 4.9 sono riportati i parametri di valutazione del modello. In questo caso le dimensioni massime dei frammenti sono state messe in relazione con la lunghezza di delaminazione massima, rivelando una buona correlazione tra questi due parametri.

Tab. 4.8 Parametri di valutazione del modello per  $A_{Max front}$

MSE	R <sup>2</sup>	σ	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri	
				A	B
32.38	0.92	5.65	11.07	0.0992	0.0522

Tab. 4.9 Parametri di valutazione del modello per  $A_{Max back}$

MSE	R <sup>2</sup>	σ	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri	
				A	B
50.24	0.89	7.00	3.69	0.2157	0.1114

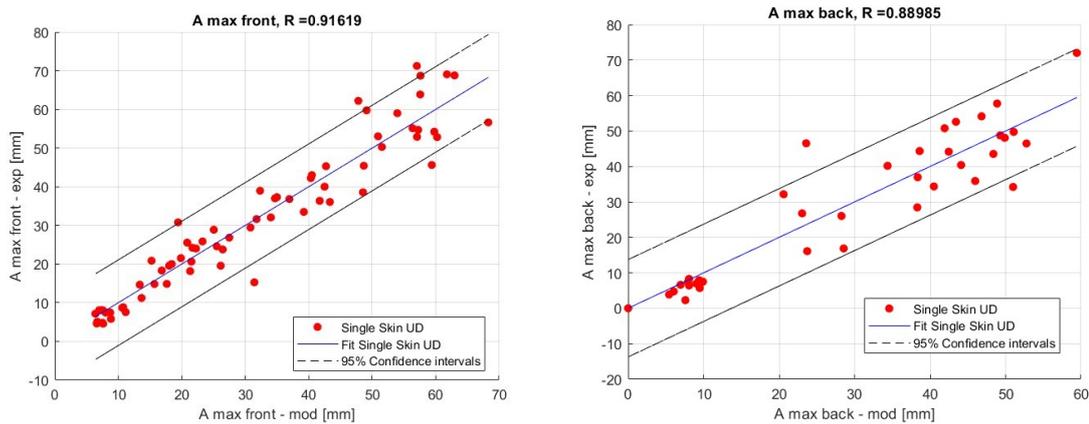


Fig. 4.7 Regressione non lineare per la dimensione massima del frammento più lungo frontale (sinistra) e posteriore (destra)

- Dimensione minima del frammento più lungo,  $B_{Max\ front}$  e  $B_{Max\ back}$ :

$$B_{Max\ front} = 0.1359 * A_{Max\ front}^{0.5270} \quad (4.14)$$

$$B_{Max\ back} = 0.1182 * A_{Max\ back}^{0.5296} \quad (4.15)$$

In Tab. 4.10 e Tab. 4.11 sono riportati i parametri di valutazione del modello. In questo caso il grande rumore nei dati non ha permesso di ottenere delle correlazioni con alti valori di  $R^2$  per cui i due modelli risultano poco affidabili. Per migliorare il coefficiente di correlazione sarebbe necessario un maggior numero di dati. I modelli migliori sono stati trovati mettendo in relazione  $B_{Max}$  con  $A_{Max}$ .

Tab. 4.10 Parametri di valutazione del modello per  $B_{Max\ front}$

MSE	$R^2$	$\sigma$	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri	
				A	B
0.23	0.29	0.48	0.94	0.0619	0.01162

Tab. 4.11 Parametri di valutazione del modello per  $B_{Max\ back}$

MSE	$R^2$	$\sigma$	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri	
				A	B
0.26	0.20	0.51	0.99	0.0783	0.1660

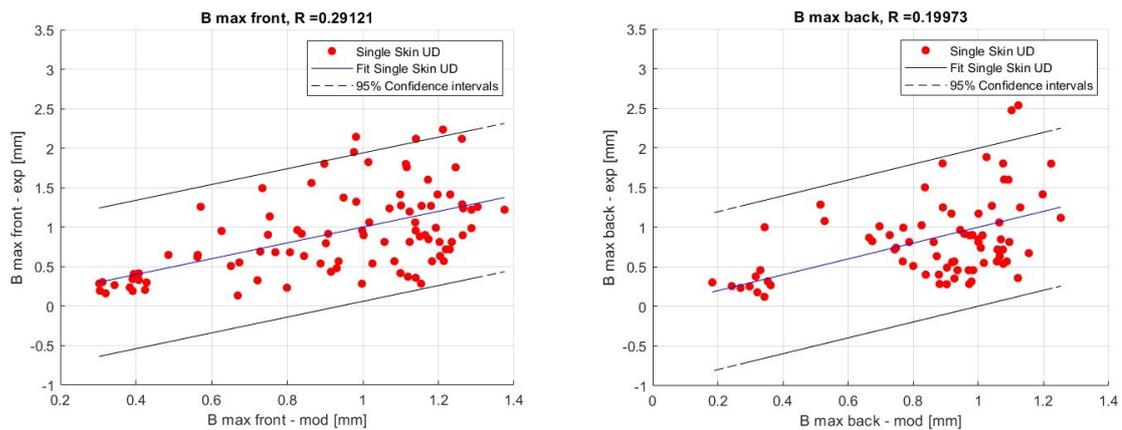


Fig. 4.8 Regressione non lineare per la dimensione minima del frammento più lungo frontale (sinistra) e posteriore (destra)

## 4.2 Calcolo del limite balistico

Come si vede in letteratura [8], i modelli di limite balistico per i CFRP sono pochi e spesso utilizzano approcci di tipo numerico [31]. Data la complessità di questi modelli e avendo a disposizione un ampio numero di dati sperimentali, si è scelto di seguire un approccio empirico. Il primo passo è stato quello di individuare un parametro del danno che potesse determinare la soglia di perforazione della piastra. Come proposto nello studio di riferimento, la scelta più immediata sarebbe quella di utilizzare la profondità del cratere  $P$ , in quanto questa è direttamente collegata all'evento di spall che, nei materiali metallici, si considera come criterio di rottura. Assumendo che questo sia vero anche per un materiale composito, si può quindi utilizzare  $P$ .

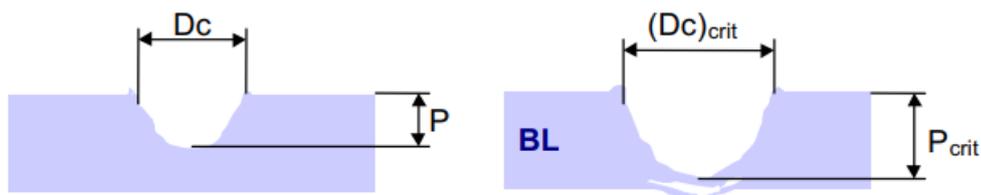


Fig. 4.9 Evoluzione del cratere fino al limite balistico

Il passo successivo è stato quello di individuare una soglia di  $D_{front}$  critica. Per farlo si sono utilizzati i grafici in Fig. 4.10 che rappresentano il diametro frontale del cratere. Nei grafici sono stati messi in evidenza i lanci non perforativi (NP), quelli perforativi (P) e quelli incerti (PNP).

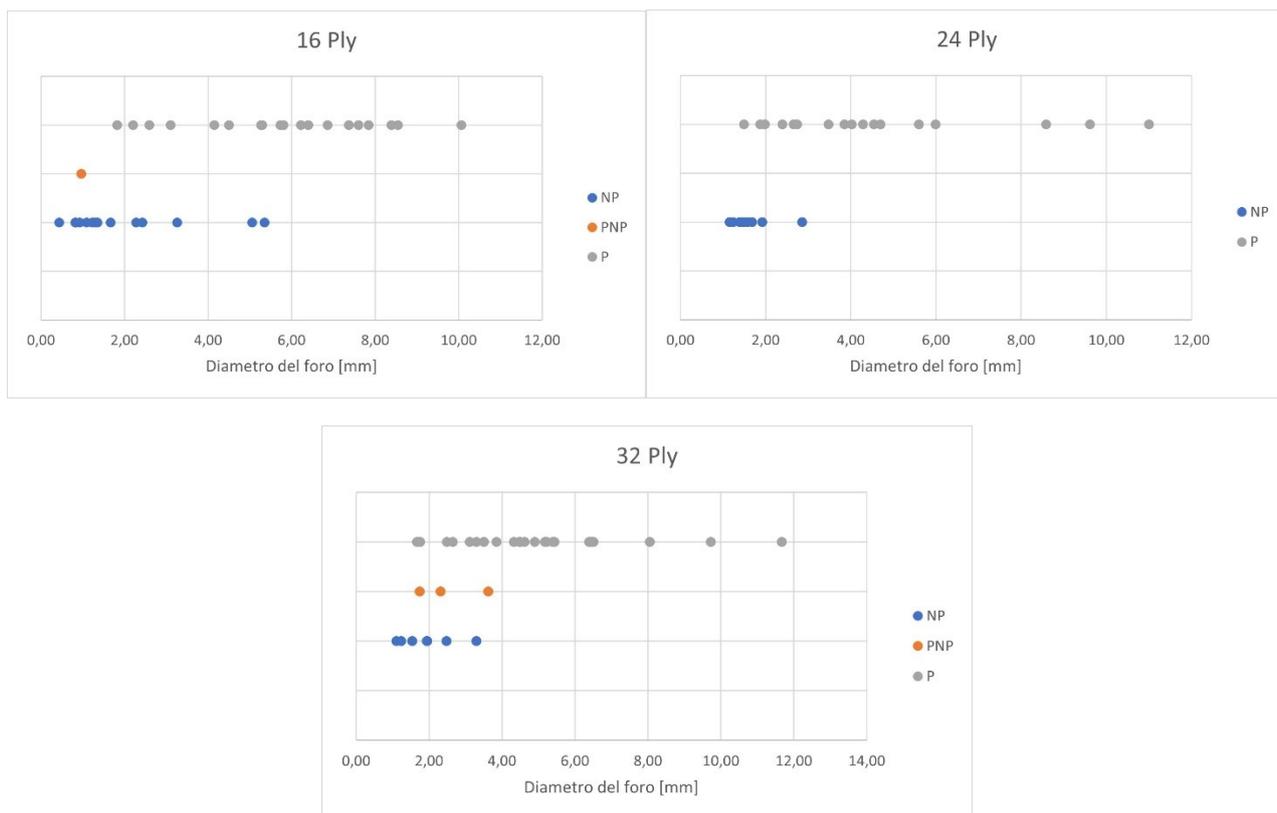


Fig. 4.10 Diametro frontale del cratere per le lastre a 16 ply (in alto a sx), a 24 ply (in alto a destra) e a 32 ply (in basso). I dati sono divisi in impatti con perforazione completa (P), parziale (PNP) e non avvenuta (NP).

A questo punto è stato preso l'intervallo, in termini di diametro, tra il lancio NP con diametro maggiore e quello P con diametro minore ed è stato mediato. Il valore di diametro frontale critico, con relativa incertezza, per ciascuna tipologia di lastre, è quindi pari a:

Tab. 4.12 Diametro del cratere frontale critico per ciascuna tipologia di lastre considerata

Numero di ply	D <sub>Front critico</sub>
16 ply	3.59 ± 1.77 mm
24 ply	2.18 ± 0.69 mm
32 ply	2.49 ± 0.82 mm

Dal momento che le bande di incertezza sui diametri critici del foro sono molto ampie, ci si aspetta che, le equazioni di limite balistico che si otterranno in seguito, avranno a loro volta delle incertezze alte.

L'equazione di limite balistico è stata a questo punto ottenuta andando ad esplicitare il diametro del proiettile  $d_p$  dalla (4.6). Si è quindi ottenuta la seguente equazione per il diametro critico del proiettile  $d_c$ :

$$d_c = \sqrt[1.3679]{\frac{D_{Front\ critico}}{0.0015}} * V_p^{-0.5996} * (\cos\alpha)^{-0.3447} * N_{ply}^{-0.2177} * t^{0.2878} \quad (4.16)$$

Per verificare l'affidabilità di questa equazione, sono di seguito rappresentati gli andamenti della (4.16) per i tre layup di cui erano disponibili il maggior numero di dati sperimentali:

- Piastra in CFRP con 32 ply, angolo d'impatto 0° e spessore medio pari a 4.4 mm (per lo spessore è stato considerato un valore medio per semplicità. L'incertezza su tale valore è di  $\pm 0.1$  mm). L'equazione risultante è:

$$d_c = 162.239 * V_p^{-0.5996} \quad (4.17)$$

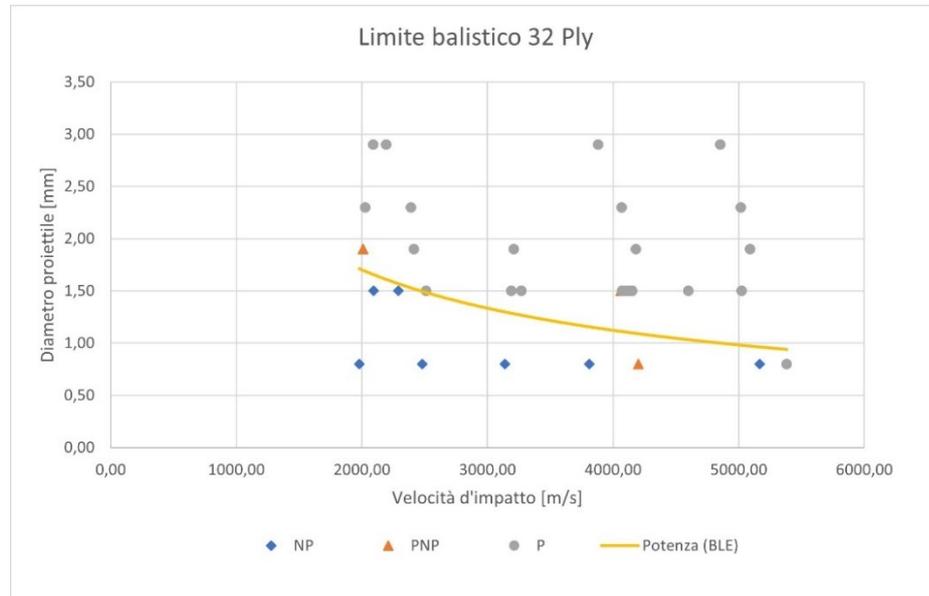


Fig. 4.11 Limite balistico nel caso 32 ply

- Piastra in CFRP con 24 ply, angolo d'impatto 0° e spessore medio pari a 3.45 mm (per lo spessore è stato considerato un valore medio per semplicità. L'incertezza su tale valore è di  $\pm 0.15$  mm). L'equazione risultante è:

$$d_c = 146.098 * V_p^{-0.5996} \quad (4.18)$$

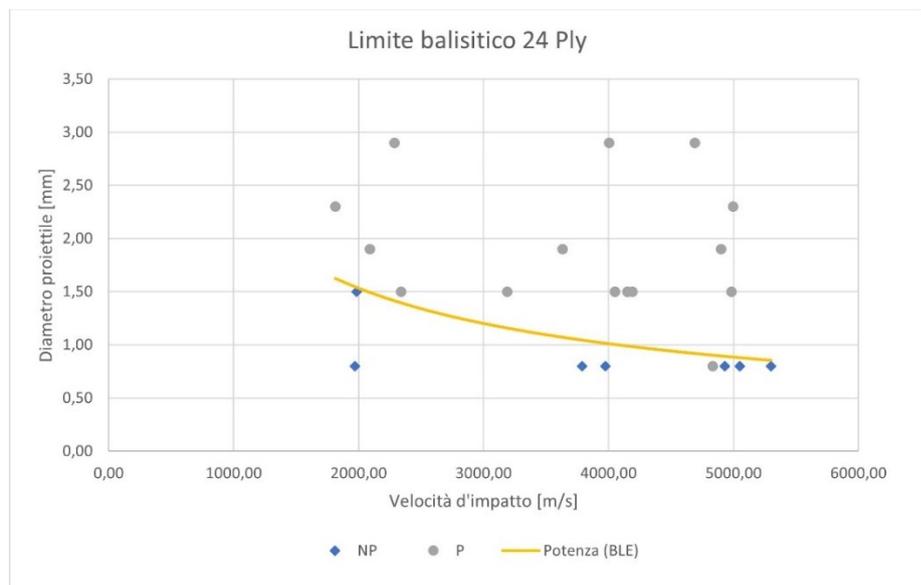


Fig. 4.12 Limite balistico nel caso 24 ply

- Piastra in CFRP con 16 ply, angolo d’impatto 0° e spessore medio pari a 2.2 mm (per lo spessore è stato considerato un valore medio per semplicità. L’incertezza su tale valore è di  $\pm 0.1$  mm). L’equazione risultante è:

$$d_c = 202.019 * V_p^{-0.5996} \quad (4.19)$$

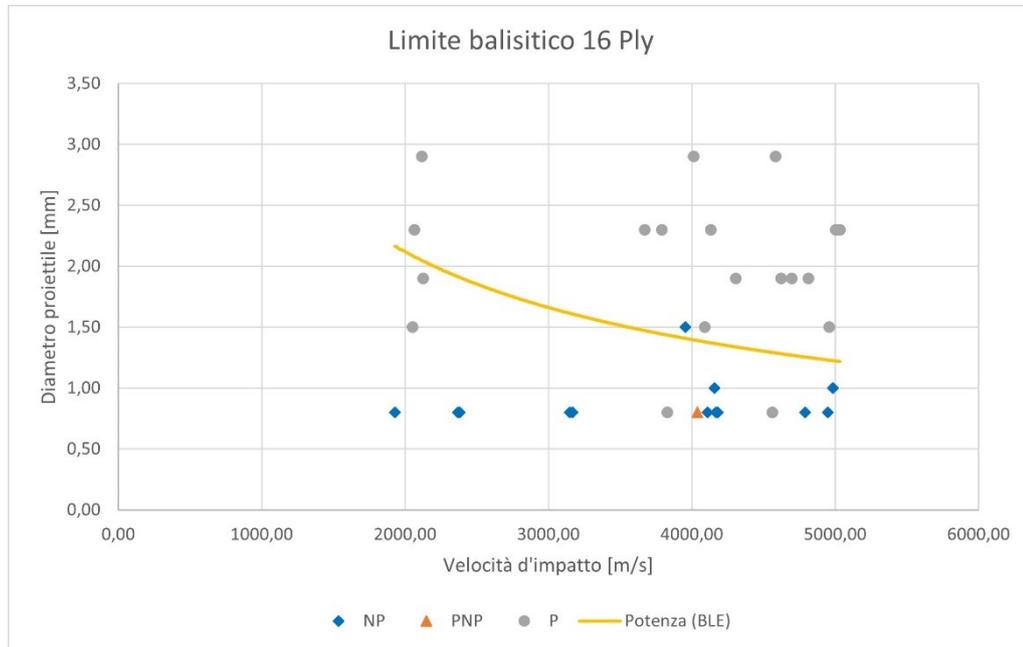


Fig. 4.13 Limite balistico nel caso 16 ply

### 4.3 Calcolo della probabilità di sopravvivenza con il metodo della regressione logistica multipla

Uno strumento statistico per stimare la probabilità di sopravvivenza delle lastre di CFRP è quello della regressione logistica multipla. Questo strumento consiste di trovare un modello di correlazione che descriva una variabile quando essa non è continua, come era nel caso dei parametri geometrici del danno, ma dicotomica (in questo caso lastra sopravvissuta o non sopravvissuta). In questo caso lo scopo è quello di modellare la probabilità  $\hat{p}$  di sopravvivenza in funzione di due variabili, l’energia cinetica dell’oggetto impattante ( $K$  [J]) e lo spessore della lastra di CFRP ( $t$  [mm]). I dati presi in considerazione per questo modello sono quelli riguardanti le lastre a 16, 24, 26 e 40 ply. L’equazione che modella la probabilità è la seguente:

$$\ln \left[ \frac{\hat{p}}{1-\hat{p}} \right] = \alpha + \beta_1 * K + \beta_2 * t \quad (4.20)$$

Per ottenere i valori dei coefficienti del modello, dal momento che la distribuzione non è continua ma binaria, è stato utilizzato il metodo della massima verosimiglianza, eseguito dalla funzione “fitglm” di Matlab specificando una Link function di tipo “Logit”. Esplicitando dalla (4.20)  $\hat{p}$  e inserendo i valori dei coefficienti così trovati, si ottiene la (4.21):

$$\hat{p} = \frac{e^{1.24 - 0.126*K + 0.421*t}}{1 + e^{1.24 - 0.126*K + 0.421*t}} \quad (4.21)$$

La stessa funzione di Matlab fornisce gli intervalli di confidenza al 95% dei parametri di correlazione ottenuti:

$$\begin{aligned} \alpha &= 1.24 \pm 0.073 \\ \beta_1 &= -0.126 \pm 0.002 \\ \beta_2 &= 0.421 \pm 0.026 \end{aligned}$$

L'equazione si può rappresentare attraverso il grafico in Fig. 4.14:

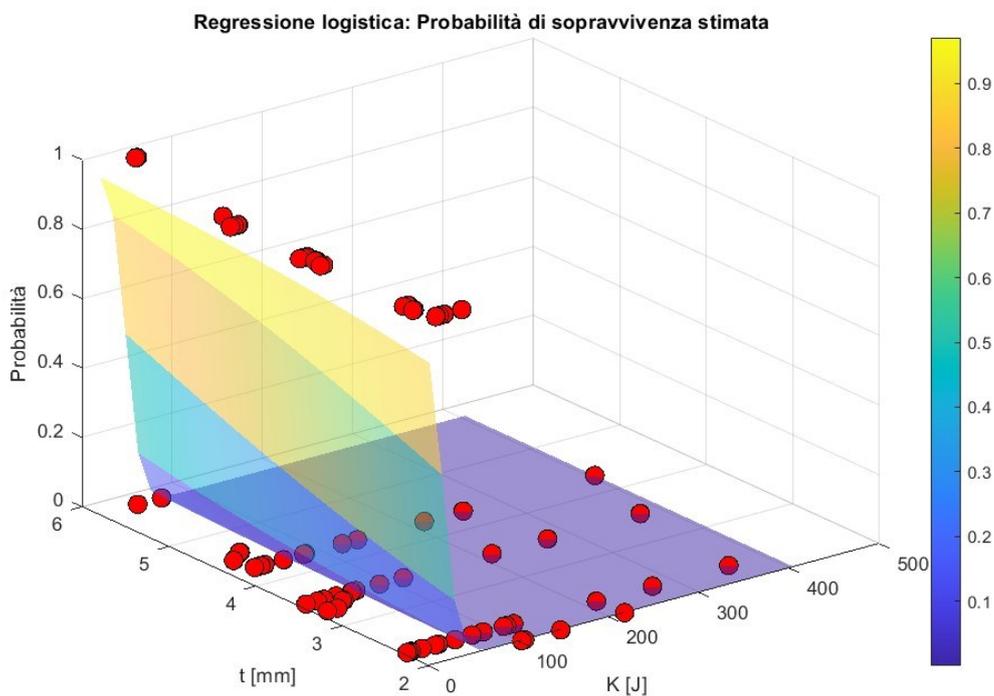


Fig. 4.14 Superficie di probabilità di sopravvivenza stimata

Questo modello è di facile lettura ma presenta dei limiti a causa del fatto che non considera molte delle variabili di influenza. Lo stesso ragionamento può essere fatto includendo nel modello tutte le variabili di influenza che sono state individuate all'interno del paragrafo 4.1: in questo modo si ottiene un'espressione analitica in grado di calcolare la probabilità di rottura in funzione delle principali grandezze che caratterizzano l'impatto e il materiale della lastra:

$$\hat{p} = \frac{e^{21.688 - 7.051*D_p - 0.001*V_p - 10.562*\cos(\alpha) + 1.07*N_{ply} - 7.064*t}}{1 + e^{21.688 - 7.051*D_p - 0.001*V_p - 10.562*\cos(\alpha) + 1.07*N_{ply} - 7.064*t}} \quad (4.22)$$

Gli intervalli di confidenza sono leggermente più grandi in questo caso rispetto al precedente:

$$\alpha = 21.688 \pm 0.473$$

$$\begin{aligned}\beta_1 &= -7.051 \pm 0.114 \\ \beta_2 &= -0.001 \pm 0.00005 \\ \beta_3 &= -10.562 \pm 0.346 \\ \beta_4 &= 1.07 \pm 0.033 \\ \beta_5 &= -7.064 \pm 0.222\end{aligned}$$

In Fig. 4.15 viene rappresentata la superficie di probabilità in funzione della velocità e del diametro del proiettile. Per ottenere una rappresentazione tridimensionale, le restanti variabili sono state fissate. Il grafico è quindi rappresentativo di un urto normale su una lastra di CFRP unidirezionale da 32 ply e 4.4 mm di spessore

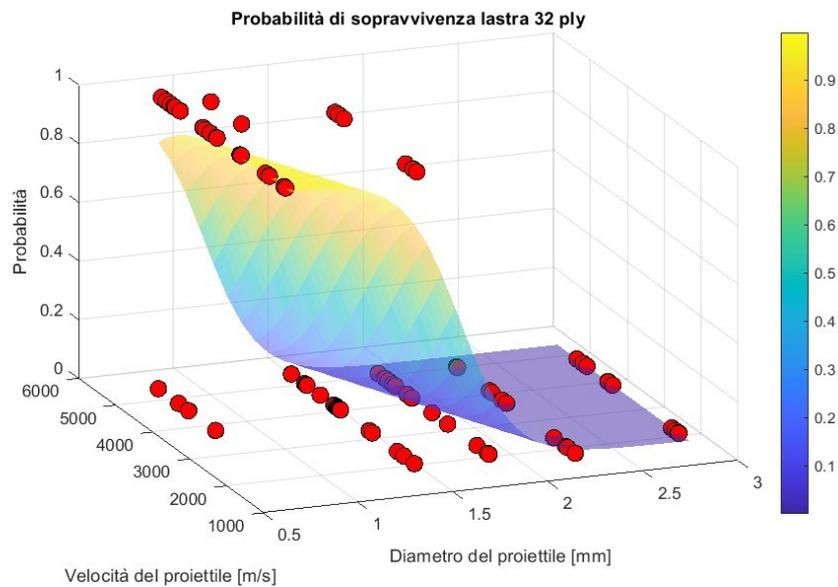


Fig. 4.15 Superficie di probabilità di sopravvivenza stimata per una lastra da 32 ply con spessore 4.4 mm e angolo d'impatto 0°

## 5. Simulazione di un HVI su una lastra di CFRP

Nella prima parte del seguente capitolo si analizzano le principali metodologie di simulazione per impatti iperveloci, nell'ambito della protezione spaziale. Successivamente, si parla dell'implementazione dei modelli empirici per CFRP, sviluppati nel precedente capitolo, all'interno del codice semi-empirico CST. Sono state poi condotte delle simulazioni di un HVI su una lastra di CFRP con lo scopo di validare tali modelli e verificarne l'efficacia, tramite un confronto con i modelli precedentemente implementati e con i dati reali ricavati da test sperimentali.

### 5.1 Approcci per la simulazione degli impatti iperveloci

Esistono diversi approcci adottabili per la modellazione degli impatti iperveloci. Le metodologie basate sulla simulazione numerica (elementi finiti, volumi finiti, idrocodici o codici ibridi) sono molto diffuse [8] e sono implementate all'interno di numerosi software, sia commerciali che di ricerca, tra i quali si possono citare ANSYS Autodyn (ANSYS Inc.), EPIC (Alliant Techsystem), EXOS (University of Texas) e altri. Questi codici permettono di modellare situazioni anche complesse ma richiedono un'attenta valutazione dei parametri dei materiali, una validazione di questi e delle grandi risorse di calcolo. Parallelamente a questi, sono stati studiati diversi modelli di frammentazione empirici e semi-empirici che permettono una descrizione dettagliata delle nuvole detritiche [32]. Tra i modelli empirici, il più diffuso è il NASA Standard Breakup Model (SBM). La problematica maggiore di questo codice è la limitata accuratezza nel descrivere la distribuzione dei frammenti di dimensione minore di qualche millimetro. I modelli semi-empirici combinano invece i principi di conservazione della massa, del momento della quantità di moto e dell'energia con relazioni empiriche, derivanti dai test sperimentali e dalle osservazioni sulle frammentazioni orbitali. Gli approcci semi-empirici consentono di creare modelli semplici e veloci che non richiedono un set completo di input. A causa di queste caratteristiche, a differenza dei codici numerici, i modelli semi-empirici non sono in grado di cogliere a pieno la fisica del problema ma sono adatti ad eseguire un numero elevato di test in tempi ragionevoli e rende possibile ottenere risultati statisticamente accurati anche quando non sono a disposizione informazioni dettagliate circa gli oggetti impattanti e la cinematica di questi, in particolar modo per impatti catastrofici e sub-critici. Esempi di modelli semi-empirici sono FAST, IMPACT ed il più recente CSTS, sviluppato inizialmente dal CISAS in collaborazione con etamax space GmbH, nell'ambito del contratto ESA "Numerical simulations for spacecraft catastrophic disruption analysis".

#### 5.1.1 Simulazione numerica: gli idrocodici

Una delle strategie più utilizzate nella simulazione numerica di eventi transitori ad alte velocità è quella di utilizzare i cosiddetti idrocodici o codici di propagazione delle onde [8]. Questi codici permettono di risolvere l'evoluzione temporale della propagazione di onde acustiche e di shock in seguito ad eventi d'impatto, penetrazione o detonazione. Questa classe di codici si basa sulla discretizzazione spaziale e temporale (solitamente si usa uno schema di discretizzazione temporale di tipo esplicito) del corpo impattante in piccoli elementi ai quali vengono applicate, su piccoli passi

temporali, l'equazione del primo principio o l'equazione di conservazione della massa, del momento della quantità di moto e dell'energia. Negli idrocodici, viene applicato il primo principio della fisica in maniera combinata ad un'equazione di stato che fornisce la relazione che lega pressione, densità ed energia interna, ottenendo in questo modo un set di equazioni completo che governa il comportamento idrodinamico. Includendo anche la resistenza del materiale (nei primi idrocodici non era necessaria in quanto erano applicati allo studio della detonazione atomica e le alte pressioni coinvolte ne rendevano superfluo l'utilizzo) è possibile calcolare il tensore delle tensioni come somma della pressione idrostatica, data dalle equazioni di stato, e la componente deviatorica della tensione, espressa come tensore del tasso di tensione.

Le equazioni della conservazione della massa, della quantità di moto e dell'energia richiedono, per essere risolte, che venga definita una discretizzazione spaziale del dominio, attraverso l'uso di una griglia di nodi connessi insieme. A seconda dello schema di interpolazione usato per determinare il valore delle variabili tra i nodi, i metodi più comuni sono quelli degli elementi finiti, delle differenze finite e dei volumi finiti. Queste tecniche permettono due modi di descrivere il movimento del materiale nello spazio: un approccio lagrangiano, con un sistema di coordinate solidale al corpo, oppure un approccio euleriano, dove la griglia è fissata nello spazio. Nell'ambito degli impatti iperelocici entrambe le modalità presentano vantaggi e svantaggi: il sistema lagrangiano permette di creare una griglia di nodi solamente in corrispondenza dei corpi, a differenza dell'euleriano che richiede una discretizzazione dell'intero volume di calcolo. Di contro, un approccio di tipo lagrangiano rende complessa la descrizione della mesh per alti tassi di deformazione e quindi genera problemi nel simulare il moto dei frammenti che si generano. Per risolvere questi problemi, un approccio molto utilizzato nei codici, è il cosiddetto metodo "meshless". In questo caso il corpo è descritto come un vettore di nodi lagrangiani di massa fissata che non sono fisicamente connessi da una griglia ma il cui moto relativo è controllato da funzioni di interpolazione. Il metodo meshless al momento più diffuso, nella simulazione degli impatti iperelocici, è lo Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH). Un aspetto problematico del metodo SPH è la sua instabilità, motivo per il quale sono state proposte diverse formulazioni correttive che hanno solo parzialmente risolto il problema.

Un altro aspetto da considerare, per una corretta descrizione dei materiali e del loro comportamento, è l'importanza di modellare in modo realistico i criteri di resistenza di questi. I criteri solitamente implementati negli idrocodici sono: tensione o deformazione massima (di trazione o di compressione), tasso di deformazione e massima pressione idrodinamica (quest'ultimo necessario a descrivere lo spall).

Nonostante i molti studi svolti sul tema, i progressi fatti nell'applicazione di codici numerici per descrivere problemi di impatto iperelocico su strutture di protezione in ambito spaziale sono ancora lenti: da un lato, i metodi numerici tradizionali, come quelli euleriani e lagrangiani, non sembrano particolarmente adatti a questo specifico problema fisico per i motivi discussi precedentemente, dall'altro lato i lavori che si basano su metodi particellari, oltre ad essere molto dispendiosi in termini di risorse di calcolo, richiedono di conoscere in maniera dettagliata il problema fisico e di eseguire

successivamente un'accurata validazione, oltre ad avere ancora problemi nella descrizione degli effetti della resistenza dei materiali.

Nel tentativo di risolvere i problemi di instabilità dell'SPH, la ricerca ha esplorato nuove metodologie ibride di simulazione numerica. Ne è un esempio la formulazione ibrida sviluppata da Fahrenthold e Horban [30]. In questo caso le particelle sono utilizzate per rappresentare tutti gli effetti inerziali e le risposte termodinamiche del mezzo negli stati di compressione. Le coordinate dei centri di massa delle particelle definiscono gli elementi finiti lagrangiani, i quali sono utilizzati per rappresentare le forze interparticellari associate agli stati di tensione elasto-plastici. Le variabili di danno sono introdotte come stati interni degli elementi finiti e si evolvono con la storia del materiale per rappresentare la perdita di resistenza a trazione e a taglio e di rigidità sotto i carichi termomeccanici. Quando un elemento va incontro a failure (causato da spall, liquefazione, deformazione plastica o altri effetti), questo subisce la perdita delle forze interparticellari, in modo tale che esso è libero di fluire sotto i carichi d'impatto. In questo modo si risolvono i problemi degli approcci lagrangiani per cui era necessario cancellare l'elemento distaccato (con conseguente perdita di massa ed energia nel bilancio) oppure rimescolare la griglia di calcolo e allo stesso tempo evita i problemi di instabilità associati ai metodi particellari puri.

### 5.1.2 Modellazione semi-empirica tramite software CSTS

L'idea alla base del codice CSTS è quella che, il processo di collisione di un veicolo spaziale, possa essere diviso in due fasi distinte che si sviluppano su scale temporali molto diverse. La prima fase ha origine dal punto d'impatto e riguarda la cascata di frammentazione diffusa che interessa le parti del veicolo spaziale direttamente coinvolte dal processo di collisione locale. Questo evento ha un'evoluzione estremamente veloce, nell'ordine di grandezza delle frazioni di millisecondi, e genera una nuvola di detriti secondaria. Ne consegue che, la prima modalità di danneggiamento, è legata principalmente al forte stato di shock derivante dall'impatto iperveloce, in cui le tensioni superano la resistenza dei materiali e si ha una forte produzione di calore che causa il cambiamento di stato di questi. La seconda fase del processo di collisione riguarda la propagazione delle onde di shock attraverso le connessioni dei componenti e lungo la struttura che è in grado di generare il collasso globale della struttura. L'intensità delle onde si riduce man mano che la frattura si propaga e sulle grandi scale la deformazione è stabile. Questo evento ha un'evoluzione temporale su scala maggiore della prima fase e conduce alla creazione di detriti di dimensione più grande (anche interi macroelementi della struttura che si separano). Per unificare le due fasi, l'idea è quella di modellare gli oggetti coinvolti nella collisione attraverso l'utilizzo di una mesh grossolana (coarse) di elementi macroscopici (MEs, Macroscopic Elements) che fungono da nodi e che rappresentano i blocchi elementari di costruzione di un veicolo spaziale, come lastre, pannelli sandwich e giunti. I MEs sono connessi tra loro tramite collegamenti strutturali (Links), come si vede in Fig. 5.1.

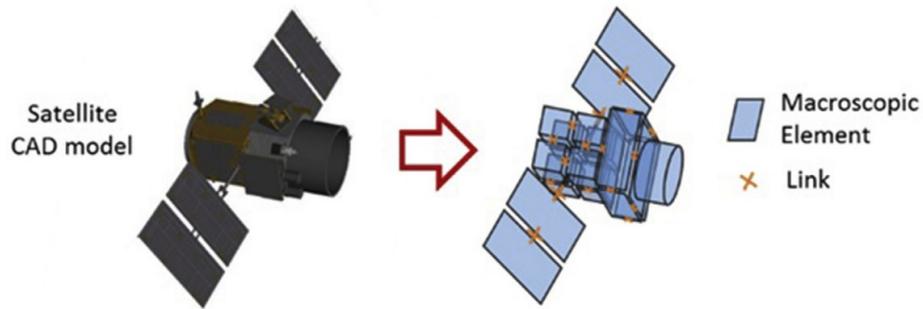


Fig. 5.1 Esempio di passaggio dal CAD del modello reale alla rete di elementi macroscopici connessi da link strutturali

In questo modo, la prima modalità di danneggiamento si può descrivere tramite l'utilizzo di modelli di frammentazione semi-empirici applicati ai MEs e che dipendono da punto d'impatto, materiali e geometria. La seconda modalità è descritta invece come simulazione su elementi discreti del momento della quantità di moto trasferita ai MEs e dell'energia dissipata all'interno degli elementi e attraverso i links. Su questa idea, il simulatore è diviso in tre parti principali:

- L'algoritmo di frammentazione dei MEs: questo algoritmo calcola la distribuzione dei frammenti in termini di numero di detriti, massa, dimensione (area su massa) e velocità dei vettori per gli elementi macroscopici per cui una data soglia di frammentazione viene superata. La prima parte dell'algoritmo si occupa di calcolare il volume di frammentazione, secondo lo schema logico in Fig. 5.2: per ciascuna coppia oggetto impattante/bersaglio, viene dapprima calcolato  $\epsilon_{TOT}$ , definito come il rapporto tra l'energia cinetica della parte dell'oggetto impattante che si interseca con il bersaglio e la massa totale del bersaglio. A questo punto, l'algoritmo verifica se il valore di  $\epsilon_{TOT}$  supera una certa soglia catastrofica (THR). THR, con unità di misura J/kg, può essere definita dall'utente come valore puntuale, oppure calcolata dal software in funzione delle proprietà del materiale. In questo caso la THR iniziale è l'energia cinetica del proiettile capace di produrre un volume del cratere maggiore di una certa percentuale del volume del bersaglio, definita dall'utente secondo leggi disponibili in letteratura. In entrambi i casi, la THR è ridotta, ad ogni step temporale, secondo la legge:  $THR_{NEW} = THR_{OLD} - \epsilon_{TOT}$ . Nel caso in cui  $\epsilon_{TOT} > THR$ , l'oggetto colpito si considera completamente frammentato e si imposta il parametro, denominato fragmentation level ( $F_L$ ) pari a 1.  $F_L$  è il rapporto tra il volume di frammentazione e il volume di riferimento (noto, è il volume totale dell'oggetto o il volume della parte dell'elemento coinvolta nella collisione nel caso di oggetti impattanti piccoli o collisioni sugli spigoli). Nel caso in cui invece  $\epsilon_{TOT} < THR$ , viene calcolato  $\epsilon_{LOC}$ , rapporto tra l'energia cinetica della parte dell'oggetto impattante che si interseca con il bersaglio e la massa della porzione del bersaglio che si interseca con l'oggetto impattante. Se  $\epsilon_{LOC} < THR$ , si imposta  $F_L$  pari a 0, in quanto si considera che non sia avvenuta alcuna frammentazione. Nel caso in cui invece  $\epsilon_{LOC} > THR$ , si produce un danno locale e si imposta  $F_L = \frac{\epsilon_{TOT}}{THR}$ . Da  $F_L$  si può quindi ricavare il volume di frammentazione.

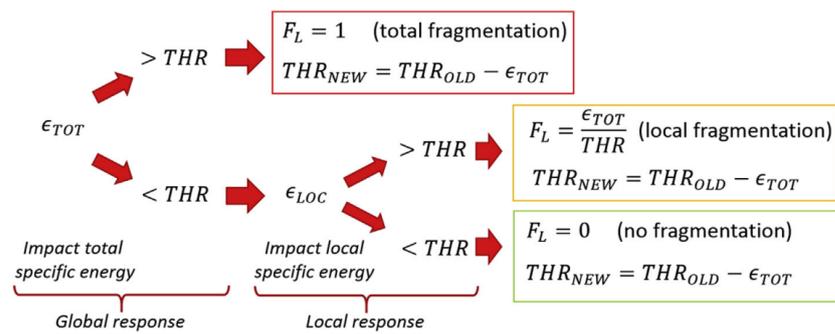


Fig. 5.2 Schema logico nel calcolo del livello di frammentazione

Una volta noto il volume di frammentazione, questo è riempito tramite la generazione di un pattern di frammenti, secondo lo schema di Voronoi (Fig. 5.3). In questo modo è possibile correlare la dimensione ( $L_c$ ) e la forma (rapporto area su massa) di questi secondo il vincolo geometrico di riempire l'intero volume di frammentazione senza vuoti, evitando quindi di utilizzare due relazioni indipendenti tra loro. Il pattern di Voronoi è generato a partire da un set di punti di generazione (seed point) che rappresentano il centroide di ciascun elemento del diagramma. Tramite un'opportuna taratura con i dati sperimentali, ad ogni set di parametri d'impatto è associato un set di punti univoco. Si ricava così la distribuzione dimensionale dei frammenti.

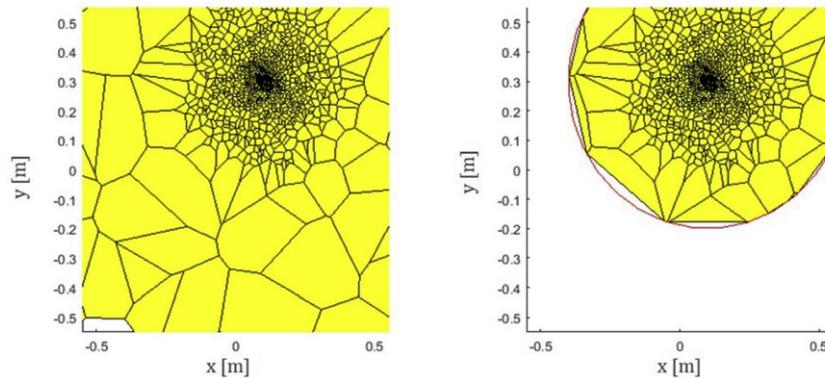


Fig. 5.3 Applicazione del pattern di Voronoi: generazione del diagramma (univoca sui parametri d'impatto) su una superficie rettangolare (sinistra) e confinamento di questa all'interno del volume di frammentazione calcolato (destra) [32]

L'ultimo step dell'algoritmo si occupa di calcolare la velocità di ciascun frammento, secondo la procedura di seguito descritta: per prima cosa si calcola la velocità di ciascuna coppia di oggetti in collisione, note la velocità iniziale, il momento della quantità di moto e il bilancio di energia nell'istante, a collisione avvenuta, che precede la frammentazione. Successivamente, noto il volume di frammentazione dalle procedure viste precedentemente, vengono create le due nuvole detritiche. Si valuta quindi la velocità del centro di massa delle parti frammentate e intatte, tramite la conservazione della quantità di moto e l'equilibrio dell'energia, considerando che una parte dell'energia è persa nell'impatto (dato fornito in input dell'utente). A questo punto è possibile calcolare la velocità di dispersione di ogni singolo frammento (tramite relazione inversa massa-velocità) che, combinata con la velocità

del centro di massa del suo oggetto genitore, fornisce la velocità inerziale finale di ogni frammento. Come verifica, le velocità finali di tutti i frammenti sono sommate e comparate con la quantità di moto iniziale dell'evento. Se dal confronto ne deriva un residuo, questo è redistribuito tra tutti i frammenti in proporzione alla loro quantità di moto.

- L'algoritmo di risposta strutturale: il compito di questo algoritmo è quello di simulare il comportamento globale della struttura del veicolo spaziale soggetta a carichi transitori. Per farlo viene integrato un set di equazioni differenziali che descrive la dinamica dei nodi della rete dei MEs. I nodi sono infatti soggetti a forze che derivano dalla collisione primaria, dalle molteplici collisioni secondarie derivanti dalla frammentazione e dalle azioni interne conseguenti alla deformazione dei link strutturali. Il software dispone di una libreria di link strutturali (Fig. 5.4) modellati secondo normative (nello specifico Eurocodice 3 e manuali ECSS) a cui è stato assegnato un comportamento di tipo lineare-elastico che poi diventa lineare-plastico. Si è infatti notato che nei pressi del punto d'impatto tutti i collegamenti vanno incontro a rottura a causa dei carichi elevati derivanti dalla collisione, mentre lontano da questa zona si notano solitamente deformazioni di tipo elasto-plastico. In ogni caso, soprattutto per le simulazioni più complesse, i modelli di risposta strutturale dei giunti necessitano di essere validati.

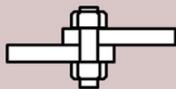
	BOLTED	WELDED	GLUED	CONTINUUM
				
User input data	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Material</li> <li>• Bolts axis direction</li> <li>• Bolts number, length, cross section</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Material</li> <li>• Link directions (two)</li> <li>• Link length and throat</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Material</li> <li>• Link directions (three)</li> <li>• Link area and thickness</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Material</li> <li>• Link directions (three)</li> <li>• Link area and thickness</li> </ul>
Resistant to	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Axial load</li> <li>• Shear load</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Axial load</li> <li>• Shear load</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Shear load</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Axial load</li> <li>• Shear load</li> </ul>
Failure criteria	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Max elongation</li> <li>• Max equivalent stress</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Max equivalent stress</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Max shear stress</li> <li>• Transversal elongation</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Max equivalent stress</li> </ul>

Fig. 5.4 Principali collegamenti strutturali implementati in CST, input che l'utente deve assegnare, direzioni di resistenza e criteri di rottura da normative

- L'algoritmo di tracciamento dei frammenti: questo algoritmo ha il compito di descrivere il moto di tutti i componenti del sistema (MEs, frammenti e nuvole detritiche). Esso è a sua volta suddiviso in tre step: in primo luogo la routine di tracciamento che calcola, per ogni passo temporale, la posizione e la velocità dei MEs e dei frammenti di dimensione e massa maggiore di una certa soglia; i frammenti di dimensione minore della soglia sono inclusi invece all'interno di una nuvola di polveri. Il secondo step è la routine di collisione, la quale individua gli impatti tra gli oggetti, attivando l'algoritmo di rottura nel caso in cui ne venga individuato uno e, infine, il terzo step è la routine della soglia di propagazione, che seleziona, sulla base di una soglia di massa o dimensione impostata dall'utente, se un oggetto debba essere propagato o scartato. Questo algoritmo permette quindi di iterare ripetutamente, lungo il passo temporale, gli algoritmi di frammentazione e di risposta strutturale per i

frammenti di dimensione maggiore della soglia, mentre la nuvola di detriti minori è inserita nell'algoritmo strutturale come carico distribuito. In questo modo si riesce a modellare la trasmissione di energia graduale tra il proiettile e il bersaglio e la reazione a catena della collisione.

Per concludere, CST richiede di inserire in input i due file geometrici degli oggetti impattanti e di definire alcuni parametri definiti dall'utente, necessari alla configurazione e al post processing. Questo richiede inoltre di inserire manualmente i collegamenti strutturali tra i macroelementi. A simulazione avvenuta, si genera in output un file numerico che riporta le proprietà di massa, velocità e rapporto area su massa degli oggetti generati durante la collisione, oltre che dei diagrammi distribuzione di questi. I tempi di calcolo sono notevolmente ridotti rispetto ai codici full-physics, come gli idrocodici. Per fornire un ordine di grandezza, utilizzando un computer da 32 GB e 10 cores, è possibile svolgere 50 simulazioni su una configurazione di Whipple semplice in circa mezz'ora [32].

## 5.2 Implementazione su CSTS e risultati

Con lo scopo di validare i modelli sviluppati nel capitolo 4, alcuni di questi sono stati implementati come modelli empirici all'interno del software CST, per verificare se questi migliorassero la descrizione della nuvola detritica per materiali CFRP fornita dal codice.

Lasciando inalterato l'algoritmo relativo al cratere, è stata modificata la function che descrive la delaminazione: fornendo in input il raggio frontale del cratere "R" (al momento nel codice il cratere si considera, come approssimazione, cilindrico e viene calcolato con un'altra funzione), la velocità "v" e il diametro "d" del proiettile, lo spessore "t" della lastra, il suo numero di ply ("ply") e l'angolo d'impatto "ang", restituisce in output i seguenti parametri:

- I tre parametri di delaminazione frontale lungo le direzioni di delaminazione x, y e z: nello specifico x corrisponde alla direzione di massima delaminazione, y a quella di minima e z è invece la profondità. Per la delaminazione lungo x e lungo y sono state utilizzate, rispettivamente, la (4.7) e la (4.8). Per la profondità di delaminazione è stata mantenuta la funzione originale, dove questa si considera pari ad un singolo ply o a due a seconda di condizioni imposte sul rapporto tra velocità del proiettile e spessore della lastra. Questo parametro è difficile da misurare ed è stato dedotto osservando le immagini a raggi x degli impatti.
- I tre parametri di delaminazione posteriore lungo le direzioni di delaminazione x, y e z: in questo caso per la delaminazione lungo x e lungo y sono state utilizzate la (4.10) e la (4.11). Per la delaminazione lungo z valgono le stesse considerazioni fatte per la faccia frontale.
- Il numero di frammenti generati dalla sola delaminazione (per la faccia frontale e posteriore): La faccia di delaminazione viene suddivisa tramite una griglia tridimensionale secondo tre parametri relativi al numero di frammenti lungo x, y e z. Da questa griglia si derivano poi la forma e il numero di questi.

La funzione, così modificata, è stata testata sui dati di una prova sperimentale non utilizzato per la creazione dei modelli. Nello specifico i risultati per il test di verifica sono stati ricavati dai dati misurati da Nishida [34]. In questo articolo viene analizzata la distribuzione detritica derivante da tre impatti iperveloci su lastre di CFRP. I parametri relativi all'impatto utilizzato per la verifica sono riassunti in Tab. 5.1.

Tab. 5.1 Parametri dell'impatto utilizzato per la verifica dei modelli [34]

	<i>Materiale</i>	Laminato di CFRP [+45°/0°/-45°/90°] <sub>3S</sub>
<b>Caratteristiche della lastra</b>	<i>Spessore</i>	3.4 mm
	<i>Dimensioni</i>	150x100 mm
	<i>Numero di ply</i>	24
<b>Caratteristiche del proiettile</b>	<i>Materiale</i>	Alluminio
	<i>Diametro</i>	7 mm
<b>Caratteristiche dell'impatto</b>	<i>Velocità</i>	1390 m/s
	<i>Angolo d'impatto</i>	0°

I risultati dei test di Nishida sono mostrati in Fig. 5.6. I grafici si riferiscono alle tre velocità d'impatto testate e riportano in ascissa la dimensione massima dei detriti e in ordinata il numero cumulativo di frammenti di dimensione maggiore di x.

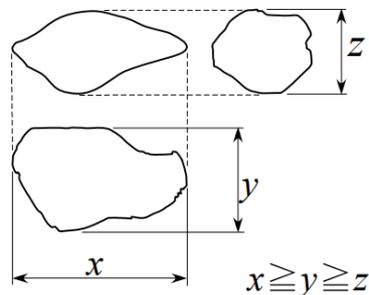


Fig. 5.5 Parametri di misura dei detriti. "x" si riferisce alla dimensione massima, "y" a quella intermedia e "z" alla minore.

Nei grafici (a) e (b) si analizzano rispettivamente, in maniera separata, le nuvole detritiche frontale e posteriore.

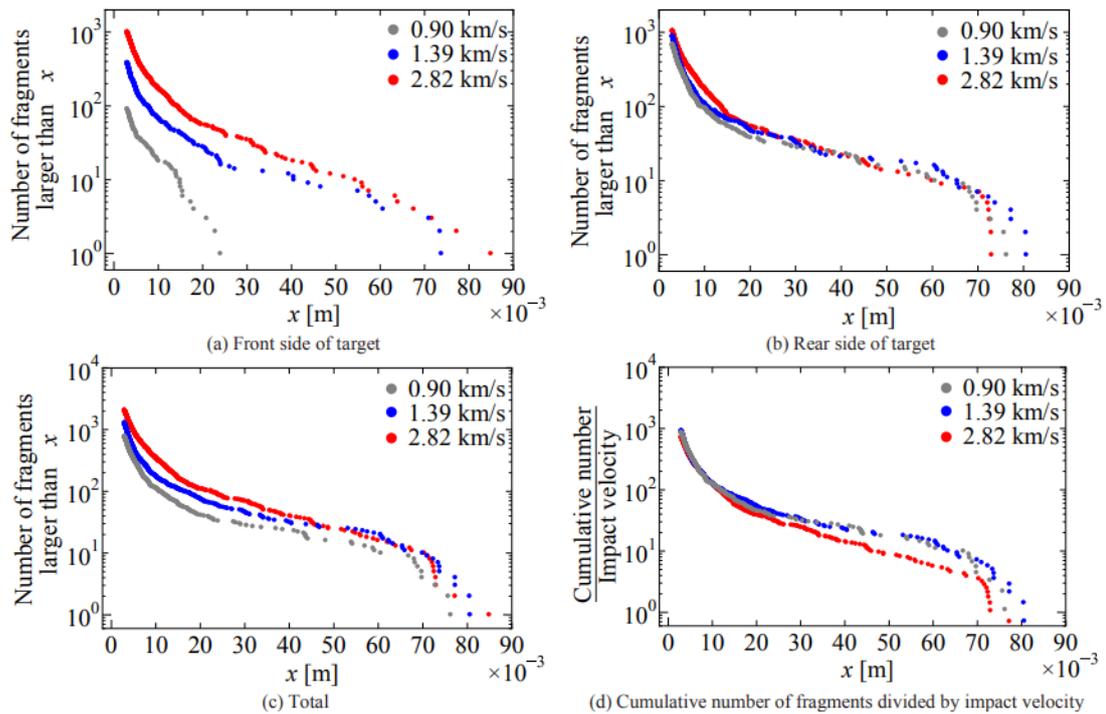


Fig. 5.6 Numero cumulativo di frammenti suddivisi in base alla loro dimensione massima "x". Numero cumulativo della nuvola frontale (a), posteriore (b), complessiva (c) e numero cumulativo diviso per la velocità d'impatto (d). [34]

In Fig. 5.7 si vedono infine i risultati della simulazione condotta. Il grafico presenta, come quelli in Fig. 5.5, in ascissa la dimensione massima dei detriti, in questo caso denominata "a", e in ordinata il numero cumulativo dei frammenti di dimensione maggiore di a. Nello stesso grafico è illustrato il numero cumulativo di frammenti sia per il lato frontale della lastra che quello complessivo. Per il lato frontale sono confrontate tre distribuzioni: quella reale ottenuta dai test di Nishida (rossa), quella ottenuta da CST con il metodo presente precedentemente (nera, il modello implementato riguardava solo la nuvola frontale) e quella ottenuta grazie al modello aggiornato (verde). Per la nuvola detritica complessiva sono invece confrontate due distribuzioni: quella reale derivante dai dati raccolti da Nishida (magenta) e quella ottenuta dal modello aggiornato (blu).

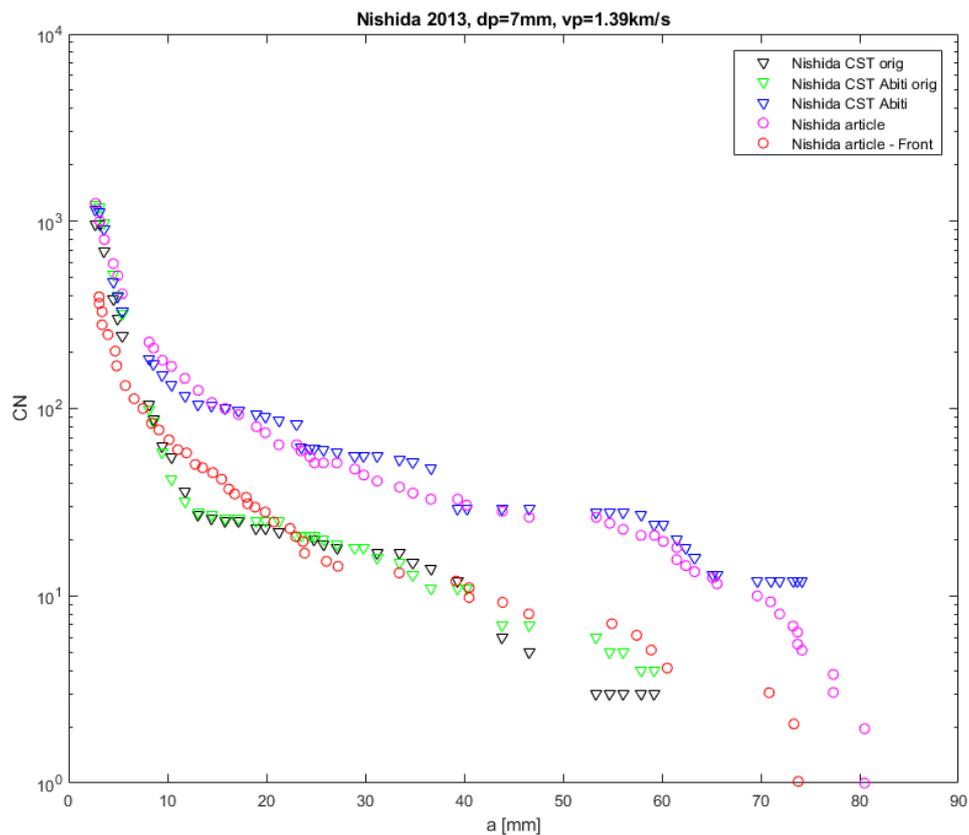


Fig. 5.7 Risultati della simulazione con i parametri di Nishida

Quello che si nota è che il modello aggiornato, relativo alla distribuzione frontale, migliora leggermente quello precedente. In particolare modo, esso presenta una migliore aderenza ai dati originali nell'intervallo  $30\text{ mm} < a < 60\text{ mm}$ , mentre mostra lo stesso gradino del modello precedente per  $10\text{ mm} < a < 20\text{ mm}$ . Data la diversità dei due modelli si può concludere che questa imprecisione deriva da qualche altra approssimazione all'interno del modello di CST che non è stata modificata in questo contesto. Per quanto riguarda invece la distribuzione complessiva, questa mostra un'ottima aderenza ai dati reali, con una lieve differenza nel range  $30\text{ mm} < a < 40\text{ mm}$ , dove il codice restituisce un gradino nella distribuzione dei detriti che non è presente nella realtà. Un'altra differenza tra quest'ultimo modello e i dati reali, si osserva per  $a > 70\text{ mm}$ .

In generale, un difetto presente in tutti e modelli di CST analizzati, sia per la distribuzione frontale che per quella complessiva, riguarda la previsione del numero di detriti di dimensione maggiore. In particolare, il modello per la distribuzione frontale, descrive male il numero cumulativo per  $a > 60\text{ mm}$  e quello complessivo per  $a > 70\text{ mm}$ .

Dal momento che, per ogni punto del grafico, il valore del numero cumulativo di detriti per i dati di Nishida e per i valori in output da CST, fa riferimento agli stessi valori di "a", è stato possibile calcolare il coefficiente di correlazione tra le due serie. In questo modo è possibile quantificare la bontà dei modelli implementati:

$$R^2 = 0.9765$$

## 6. Discussione e limiti dello studio

Lo studio fatto sulle lastre di CFRP ha permesso di ottenere dei modelli empirici che rappresentino il loro comportamento quando soggette ad impatti iperelastici. L'implementazione delle quattro equazioni relative all'area di delaminazione, all'interno di CST ha mostrato buoni risultati, quantificati dal coefficiente di correlazione con i dati reali, consentendo di migliorare quelli precedenti per quanto riguarda la nuvola detritica frontale e completando la descrizione di quella posteriore, fino ad ora assente.

Nonostante i buoni risultati, lo studio mostra alcuni limiti. Sarà necessario, infatti, svolgere delle simulazioni ulteriori su altri casi di verifica in modo da essere sicuri del funzionamento dei modelli su casi semplici. Dopodiché gli stessi modelli dovranno essere testati utilizzando geometrie più complesse delle semplici lastre.

I modelli empirici sono descrittivi di situazioni d'impatto all'interno dei range descritti nel capitolo 4. Per lastre di dimensioni molto maggiori, ad esempio, ci si aspetta dei comportamenti diversi per parametri come la dimensione di delaminazione maggiore. Le equazioni sviluppate possono essere facilmente integrate con i dati derivanti dai test sperimentali che verranno svolti in futuro, in modo tale da ottenere una maggiore stabilità dei parametri di correlazione e una riduzione delle incertezze.

## 7. Conclusione

La tesi, dopo aver fatto una panoramica sulla situazione attuale dell'ambiente detritico spaziale in prossimità della terra e della sua evoluzione, si concentra sulle principali strategie di protezione e mitigazione, illustrando le linee guida sviluppate negli anni dallo IADC. Successivamente, si parla più nello specifico della protezione passiva dai detriti e in particolar modo dello studio di scudi per veicoli spaziali. Vengono illustrate le ricerche ad ora fatte e le attrezzature utilizzate dai centri sperimentali che conducono test per descrivere la fisica degli impatti iperelocici, concentrandosi poi sull'acceleratore di iperelocità in uso nel centro di ricerca CISAS dell'Università di Padova.

Nella seconda parte, ci si concentra in modo particolare sui CFRP come materiali per la realizzazione di scudi detritici, sotto forma di lastre o di sandwich con honeycomb di alluminio, parlando della fisica degli impatti iperelocici sui compositi di carbonio. A partire dai test sperimentali effettuati dal centro CISAS, sono stati sviluppati dei modelli per le lastre di CFRP soggette ad HVI, con lo scopo di mettere in relazione i principali parametri geometrici del danno con quelli relativi all'impatto. Successivamente, sono stati sviluppati dei modelli statistici in grado di descrivere il limite balistico delle lastre di CFRP e la loro probabilità di sopravvivenza. Nell'ultimo capitolo si è invece parlato dei principali metodi di simulazione degli impatti iperelocici ad oggi in uso. Si sono introdotti approcci numerici, come gli idrocodici, per poi parlare dei modelli semi-empirici e, in particolar modo, del codice di calcolo CSTS, sviluppato dal CISAS. Utilizzando CSTS si è testata l'efficacia dei modelli sviluppati all'interno del capitolo 2 e, in particolar modo quelli relativi all'area di delaminazione. I risultati di una simulazione effettuata su un caso sperimentale noto, utilizzato come verifica, hanno dimostrato la bontà di questi modelli per un caso di impatto semplice. I risultati ottenuti sono infatti migliorativi rispetto a quelli che si ottenevano precedentemente per lo stesso caso studio.

## 8. Bibliografia

- [1] European Space Agency. ESA's Annual Space Environment Report, 2024
- [2] Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. Space Debris Mitigation Guidelines, IADC-02-01, Revision 3, 2021.
- [3] Flohrer, T., Krag, H.: Space surveillance and tracking in ESA'S SSA programme. ESA Space Debris Office, 2017
- [4] Kessler, D., Johnson, N., Liou, J., Matney, M.: The Kessler syndrome: Implications to future space operations. *Adv. Astronaut. Sci.* 2010, 137.
- [5] Olivieri, L., Francesconi, A.: Large constellation assessment and optimization in LEO space debris environment. *Adv. Space Res.* 2020, 65, 351–363.
- [6] Kessler, D.J., Cour-Palais, B.G.: Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt. *J. Geophys. Res. Space Phys.* 1978, 83, 2637–2646.
- [7] Horstmann, A., Hesselbach, S., Wiedemann, C., Flegel, S., Oswald, M.: Enhancement of S/C Fragmentation and Environment Evolution Models. Final Report of ESA contract, 2020, 4000115973/15/D/SR
- [8] Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. Protection Manual, IADC-04-03, Version 7.2, 2023.
- [9] Schäfer, F., Lambert, M., Christiansen, E., Kibe, S., Stokes, H., Reimerdes, HG., Meshcheryakov, SA., Angrilli, F., Zengyao, H.: The inter-agency space debris coordination committee (IADC) protection manual. ESA SP-587, 2005
- [10] Lopresti, S., Basana, F., Olivieri, L., Giacomuzzo, C., Francesconi, A.: Overview of Spacecraft-Fragmentation Testing. *Aerotec. Missili Spaz.*, 2024
- [11] Wen, K., Chen, X., Lu, Y.: Research and development on hypervelocity impact protection using Whipple shield: An overview. *Defence Technology* 2021, 17, 1864-1886
- [12] "Hypervelocity impacts and protecting spacecraft", ESA, Space Safety, Space Debris, 2013. [https://www.esa.int/Space\\_Safety/Space\\_Debris/Hypervelocity\\_impacts\\_and\\_protecting\\_spacecraft](https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris/Hypervelocity_impacts_and_protecting_spacecraft)
- [13] Grady, D.E., Winfree, N.A.: Impact fragmentation of high-velocity compact projectiles on thin plates: a physical and statistical characterization of fragment debris, *International Journal of Impact Engineering*, 2001, 26, 1-10, 249-262
- [14] Kinslow, R., *High-Velocity Impact Phenomena*, Academic Pr., 1970
- [15] Angrilli, F., Pavarin, D., De Cecco, M., Francesconi, A.: Impact facility based upon high frequency two stage light-gas gun, *Act. Astronaut.*, 2003, 53, 185-189
- [16] Rogers, J.A., Bass, N.T., Wiest, M.L., Wantz, Z., Wilkerson, J.W., Lacy, T.E: The pursuit of hypervelocities: A review of two-stage light gas gun aeroballistic ranges, *International Journal of Impact Engineering*, 2024, 185, 104861
- [17] Francesconi, A., Pavarin, D., Bettella, A., Angrilli, F.: A special design condition to increase the performance of two-stage light-gas guns, *International Journal of Impact Engineering*, 2008, 35, 1510-1515
- [18] Chen, Y., Tang, Q., He, Q., Chen, L., Chen, X.: Review in hypervelocity impact of advanced space debris protection shields, *Thin-Walled Structures* 2024, 200, 111874
- [19] Olivieri, L.: Slide del corso di Laboratorio di sistemi spaziali, 2024
- [20] Oliveri, L., Giacomuzzo, C., Lopresti, S., Francesconi, A.: Research at the University of Pauda in the Field of Space Debris Impacts against Satellites: An Overview of Activities in the Last 10 Years, *Appl. Sci.* 2023, 13, 3874

- [21] Chen, Y., He, Q., Chen, X.: Numerical study on debris cloud and channeling effect of honeycomb sandwich shields under hypervelocity impact, *Thin-Walled Structures* 2023, 191, 111052
- [22] Olivieri, L., Giacomuzzo, C., Francesconi, A., Stokes, H., Rossi, A.: Experimental characterization of multi-layer 3D-printed shields for microsatellites, *Journal of Space Safety Engineering*, 2020, 7, 125-136
- [23] Toor, ZS.: Space applications of composite materials, *Journal of Space Technology*, 2018, 8, 1
- [24] Pai, A., Rodriguez-Millan, M., Nishida, M., Su, Z., Shenoy, S.: Numerical analysis of hyper velocity impact on quasi-isotropic carbon fiber reinforced polymer laminates, *Acta Astronautica*, 2024, 217, 323-332
- [25] Giannaros, E., Kotzakolios, A., Kostopoulos, V., Campoli, G., Hypervelocity impact response of CFRP laminates using smoothed particle hydrodynamics method: Implementation and validation, *International Journal of Impact Engineering*, 2019, 123, 56-69
- [26] Bernardo, E.: *Lezioni di materiali non metallici*, 2019, Esculapio
- [27] Jagatheesan, K., Ramasamy, A., Das, A., Basu, A.: Investigation on Shielding and Mechanical Behavior of Carbon/Stainless Steel Hybrid Yarn Woven Fabrics and Their Composites, 2017, *Journal of electronic materials*, 46, 8
- [28] Francesconi, A., Giacomuzzo, C., Kibe, S., Nagao, Y., Higashide, M.: Effects of high-speed impacts on CFRP plates for space applications, *Adv. Space Res.*, 2012, 50, 539-548
- [29] Olivieri, L., Giacomuzzo, C., Francesconi, A.: Analysis of fragment distributions from carbon-fiber-reinforced composite panels subjected to hypervelocity impacts, *AIAA Journal*, 2023
- [30] Fahrenthold, E.P., Horban, B.A.: An improved hybrid particle-finite element method for hypervelocity impact simulation, *Int. J. of Impact Eng.*, 2001, 26, 169-178
- [31] Cong, C., Zhu, W., Liu, J., Wei, X.: A review on the analytical and numerical models for ballistic limit of fiber-reinforced composites, 2024, *Composite Structures*, 345, 118-392
- [32] Francesconi, A., Giacomuzzo, C., Olivieri, L., Sarego, G., Duzzi, M., et al.: CST: A new semi-empirical tool for simulating spacecraft collisions in orbit, 2019, *Acta Astronautica*, 160, 195-205
- [33] Francesconi, A., Giacomuzzo, C., Olivieri, L., Sarego, G., Valmorbida, A., et al.: Numerical simulations of hypervelocity collisions scenarios against a large satellite, 2022, *International Journal of Impact Engineering*, 162, 104-130
- [34] Nishida, M., Kato, H., Hayashi, K., Higashide, M.: Ejecta size distribution resulting from hypervelocity impact of spherical projectiles on CFRP laminates, 2013, *Procedia Engineering*, 58, 533-542

## 9. Appendice

### 9.1 Correlazioni per sandwich con lastre in carbonio unidirezionale

Lo stesso ragionamento fatto per sviluppare dei modelli di correlazione per le lastre di carbonio UD può essere replicato anche per i pannelli sandwich. In questo caso aumenterà però il numero di variabili indipendenti che condizionano i parametri del danno. Riassumendo, i parametri in comune con le lastre di CFRP sono i seguenti:

- Diametro del proiettile,  $D_P$
- Velocità del proiettile,  $V_P$
- Densità del proiettile,  $\rho_P$ .
- Angolo d'impatto,  $\alpha$
- Numero di ply,  $N_{ply}$
- Spessore della piastra,  $t_{CFRP}$

In aggiunta a questi, sono da valutare anche i tre parametri che caratterizzano gli honeycomb in alluminio:

- Spessore del core,  $t_c$
- Dimensione delle celle
- Spessore delle pareti di alluminio,  $t_A$ : diminuendo la dimensione delle celle e aumentando lo spessore delle pareti, migliorano le capacità protettive dell'honeycomb. Allo stesso tempo, però, si aumenta di molto il peso.

Per creare modelli stabili con così tante variabili è necessario disporre di un grande numero di dati, attualmente non presenti. Con quelli attualmente a disposizione, sono state sviluppate le equazioni che descrivono il danno sui sandwich di honeycomb e CFRP unidirezionale, ottenute con la stessa procedura descritta nel capitolo 4. I modelli sono rappresentativi di sandwich con lastre di carbonio unidirezionale, laminate in modo da essere quanto più possibile ortotrope, di spessore 2 mm e con 16 ply. L'honeycomb è di alluminio 5052, ha spessore 14 mm, con dimensione di celle 4.8 mm (3/16 pollici), spessore dei fogli di alluminio di 0.0254 mm (0.001 pollici, con celle perforate) e densità 49,67 Kg/m<sup>3</sup>. L'angolo d'impatto è 0°. I modelli presentati di seguito hanno quindi solo due variabili indipendenti: la velocità e il diametro del proiettile. Quando si avranno a disposizione più dati su sandwich di configurazioni diverse, sarà possibile espanderli, includendo anche le restanti variabili, in ordine della influenza sul danno.

- Diametro del cratere frontale,  $D_{Front}$ :

$$D_{Front} = 0.0613 * D_P^{1.0452} * V_P^{0.4569} \quad (9.1)$$

In Tab. 9.1 sono riportati i parametri di valutazione del modello.

*Tab. 9.1 Parametri di valutazione del modello*

MSE	R <sup>2</sup>	σ	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri		
				A	B	C
0.42	0.89	0.59	1.15	0.1957	0.1415	0.3760

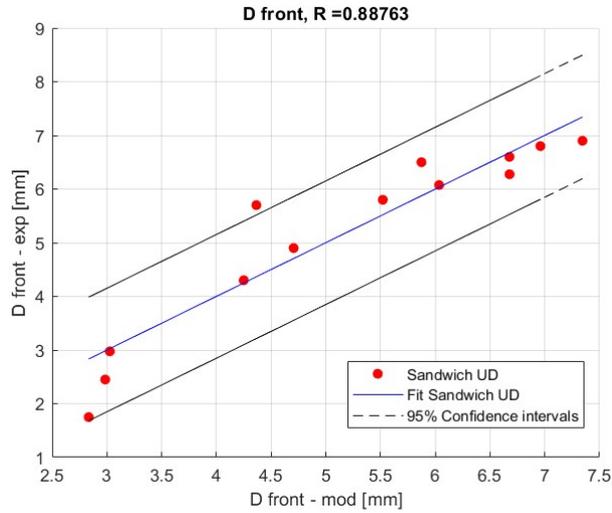


Fig. 9.1 Diametro del cratere frontale

- Lunghezza maggiore di delaminazione frontale,  $A_{Front}$ :

$$A_{Front} = 0.0161 * D_P^{1.9047} * V_P^{0.8468} \quad (9.2)$$

In Tab. 9.2 sono riportati i parametri di valutazione del modello.

Tab. 9.2 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	σ	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri		
				A	B	C
354.59	0.75	16.82	32.97	0.1621	0.4930	1.1763

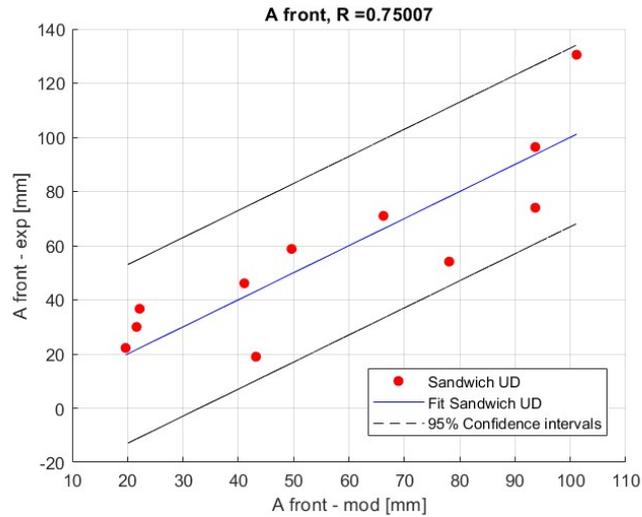


Fig. 9.2 Lunghezza maggiore di delaminazione frontale

- Lunghezza minore di delaminazione frontale,  $B_{Front}$ :

$$B_{Front} = 0.8034 * D_P^{0.9472} * V_P^{0.2084} \quad (9.3)$$

In Tab. 9.3 sono riportati i parametri di valutazione del modello.

Tab. 9.3 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	$\sigma$	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri		
				A	B	C
0.79	0.89	0.81	1.59	2.3745	0.1262	0.3483

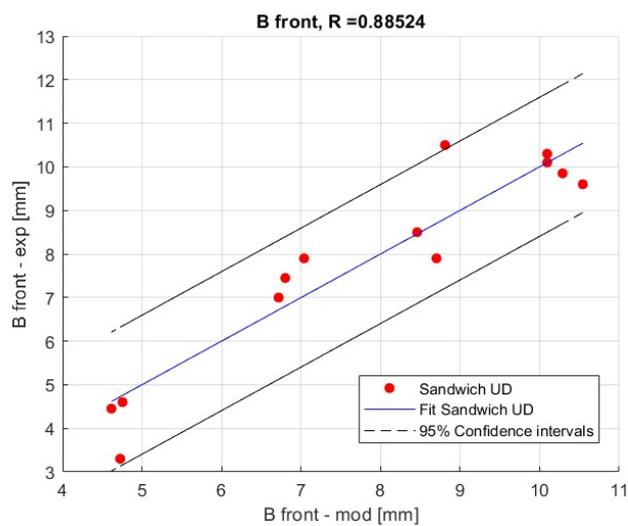


Fig. 9.3 Lunghezza minore di delaminazione frontale

Per i parametri posteriori non è stato possibile creare delle equazioni in quanto solo 2 test su 14 sono stati perforativi e solo 4 hanno generato una delaminazione apprezzabile sul retro dei sandwich.

## 9.2 Correlazioni per sandwich con lastre in carbonio tessuto

Diversamente dai test fatti su sandwich con carbonio unidirezionale, all'interno dei dati disponibili per i sandwich con carbonio tessuto, mancavano informazioni riguardo allo spessore di questi. Dal momento che i test si riferiscono a honeycomb di diversi spessori e dimensioni di cella, i modelli risultanti presentano dei coefficienti di correlazione molto bassi. Per lo stesso motivo non è stato possibile creare modelli per la parte posteriore dei sandwich in quanto i dati risultavano troppo disordinati.

- Diametro del cratere frontale,  $D_{Front}$ :

$$D_{Front} = 0.0888 * D_P^{0.6006} * V_P^{0.3817} * (\cos \alpha)^{-0.835} \quad (9.4)$$

In Tab. 9.4 sono riportati i parametri di valutazione del modello.

Tab. 9.4 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	$\sigma$	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri			
				A	B	C	D
0.21	0.52	0.45	0.88	0.1241	0.1027	0.1665	0.3208

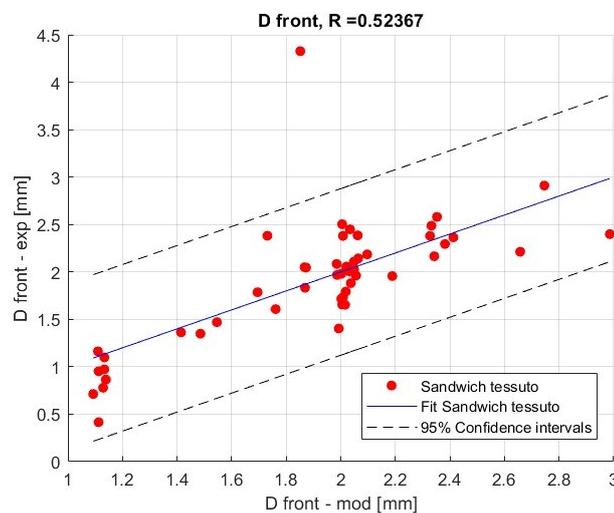


Fig. 9.4 Diametro del cratere frontale

- Lunghezza maggiore di delaminazione frontale,  $A_{Front}$ :

$$A_{Front} = 0.2731 * D_P^{0.3472} * V_P^{0.2850} * (\cos \alpha)^{0.0674} \quad (9.5)$$

In Tab. 9.5 sono riportati i parametri di valutazione del modello.

Tab. 9.5 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	σ	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri			
				A	B	C	D
0.36	0.33	0.58	1.14	0.3538	0.0864	0.1544	0.2913

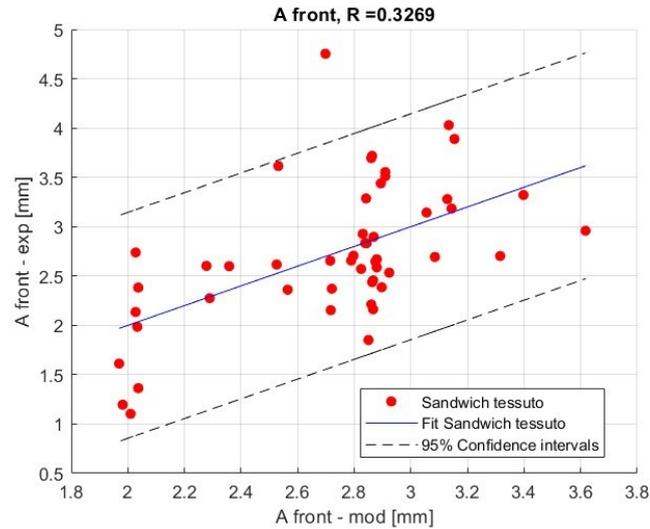


Fig. 9.5 Lunghezza maggiore di delaminazione frontale

- Lunghezza minore di delaminazione frontale,  $B_{Front}$ :

$$B_{Front} = 0.2174 * D_P^{0.4805} * V_P^{0.3093} * (\cos \alpha)^{0.0573} \quad (9.6)$$

In Tab. 9.6 sono riportati i parametri di valutazione del modello.

Tab. 9.6 Parametri di valutazione del modello

MSE	R <sup>2</sup>	σ	Confidenza al 95%	Incertezze sui parametri			
				A	B	C	D
0.35	0.46	0.58	1.13	0.2869	0.0941	0.1574	0.3094

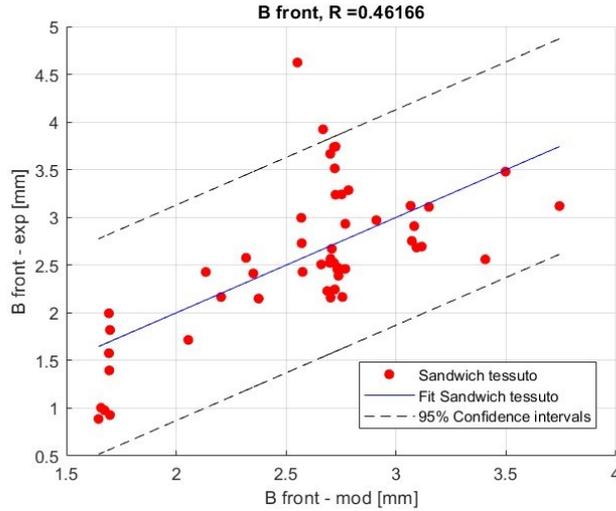


Fig. 9.6 Lunghezza minore di delaminazione frontale

### 9.3 Versione alternativa per le equazioni di correlazione

I modelli di correlazione illustrati all'interno del capitolo 4, sono stati sviluppati imponendo che la retta di regressione non lineare non avesse un'intercetta, in modo da ridurre il numero di parametri e renderli più stabili. Per verificare la bontà di questa scelta, si è provato a sviluppare delle equazioni che includessero questa opportunità e si è andato a valutare il miglioramento o il peggioramento all'interno dei parametri di correlazione e delle incertezze:

$$D_{Front} = 0.0015 * D_P^{1.3713} * V_P^{0.8221} * (\cos \alpha)^{0.4729} * N_{PLY}^{0.2983} * t^{-0.3942} + 0.0107 \quad (9.7)$$

$$A_{Front} = 88.1704 * D_P^{0.2184} * V_P^{0.0994} * (\cos \alpha)^{0.1501} * N_{PLY}^{0.0384} * t^{0.1378} - 199.7746 \quad (9.8)$$

$$B_{Front} = 0.0163 * D_P^{1.0568} * V_P^{0.5856} * (\cos \alpha)^{0.3909} * N_{PLY}^{0.3650} * t^{-0.1225} - 1.1164 \quad (9.10)$$

Per quanto riguarda le due dimensioni di delaminazione del lato posteriore, è stato seguito lo stesso ragionamento fatto per quello. Per il diametro posteriore del cratere, invece, questo non è stato possibile in quanto già il modello precedente era instabile a causa del basso numero di dati a disposizione. In questo caso si è optato per riscrivere l'equazione incorporando  $D_P^2 * V_P$  in un'unica grandezza: questo ha reso possibile inserire nel modello anche la variabile sul numero di ply.

$$D_{Back} = 0.0313 * (0.00001 * D_P^2 * V_P)^{0.8834} * N_{PLY}^{3.2815} * t^{-3.1459} \quad (9.11)$$

$$A_{Back} = 1609.4826 * D_P^{0.0379} * V_P^{0.0454} * (\cos \alpha)^{0.0006} * N_{PLY}^{-0.2125} * t^{0.1651} - 1400.7739 \quad (9.12)$$

$$B_{Back} = 0.1419 * D_P^{0.5333} * V_P^{0.2963} * (\cos \alpha)^{0.1585} * N_{PLY}^{1.0346} * t^{-0.9751} - 8.4644 \quad (9.13)$$

Lo stesso approccio è stato utilizzato per ottenere le due equazioni che descrivono la dimensione maggiore del frammento più grande, per il lato frontale e quello posteriore della lastra:

$$A_{Max front} = 0.6507 * A_{Front}^{0.9431} - 2.6125 \quad (9.14)$$

$$A_{Max back} = 0.4841 * A_{Back}^{0.9695} - 0.7167 \quad (9.15)$$

Come si può Vedere in Tab. 9.1, I nuovi modelli migliorano leggermente il coefficiente di correlazione rispetto ai precedenti:

Tab. 9.1 Correlazione e incertezze sui nuovi modelli

Equazione	MSE	R <sup>2</sup>	$\sigma$	Confidenza al 95%
$D_{Front}$	0.75	0.89	0.84	1.65
$A_{Front}$	280.51	0.81	15.86	31.08
$B_{Front}$	1.42	0.90	1.14	2.23
$D_{Back}$	1.80	0.71	1.28	2.52
$AB_{ack}$	700.02	0.70	24.88	48.77
$B_{Back}$	3.56	0.82	1.83	3.60
$A_{Max front}$	32.67	0.92	5.63	11.04
$A_{Max back}$	51.39	0.89	7.00	13.71

Il miglioramento nella correlazione va tuttavia a discapito delle incertezze dei parametri, che aumentano molto, come si vede in Tab. 9.2:

Tab. 9.2 Incertezze sui parametri di correlazione sui nuovi modelli

Equazione	Incertezze sui parametri						
	A	B	C	D	E	F	G
$D_{Front}$	0.0017	0.1667	0.1107	0.4173	0.0925	0.0994	0.4892
$A_{Front}$	266.3917	0.3079	0.1434	0.2279	0.0788	0.1838	390.6423
$B_{Front}$	0.0281	0.2322	0.1430	0.2384	0.1134	0.0744	1.6118
$D_{Back}$	0.2598	0.2391	3.6847	3.2970	/	/	/
$AB_{ack}$	7883.3633	0.2080	0.2513	0.0325	1.1800	0.9202	7962.7720
$B_{Back}$	0.3503	0.2412	0.1290	0.1843	0.4779	0.4454	7.5244
$A_{Max front}$	0.4820	0.1417	4.2765	/	/	/	/
$A_{Max back}$	0.3575	0.1493	2.5252	/	/	/	/

Le quattro equazioni relative alla delaminazione sono state poi inserite all'interno della funzione di CST come visto all'interno del paragrafo 5.2. Il risultato dell'implementazione si può vedere in Fig. (9.7). In particolare, la curva celeste descrive il numero cumulativo di frammenti di dimensione maggiore di "a" per le equazioni implementate in questo paragrafo, mentre quella blu per il set di equazioni precedente.

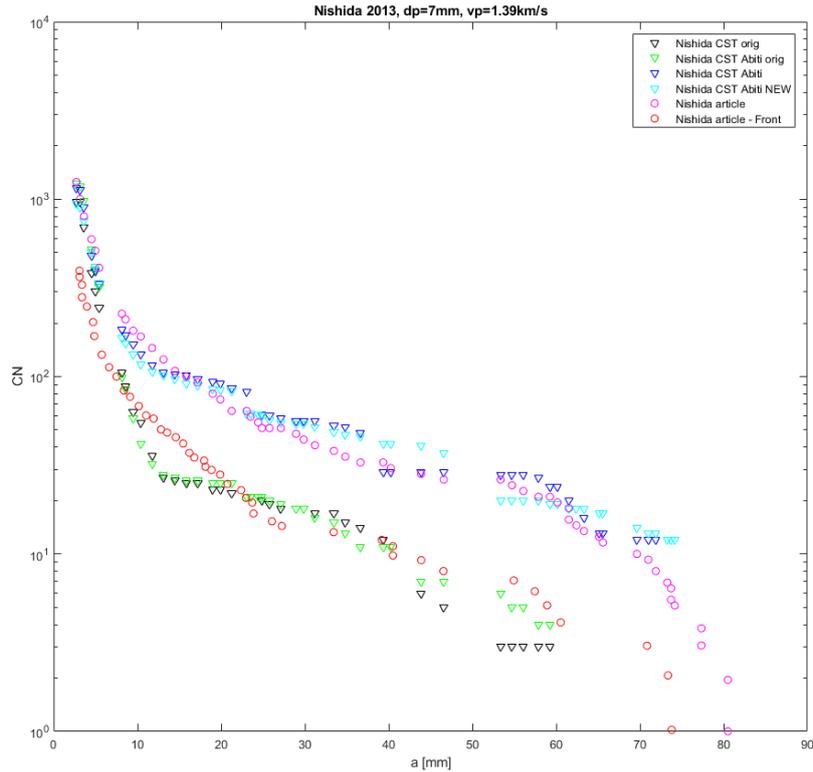


Fig. 9.7 Confronto tra il numero cumulativo di detriti sulla lunghezza massima di questi per i due modelli implementati su CST

Per verificare quantitativamente se i modelli nuovi apportassero un beneficio, è stato calcolato il coefficiente di correlazione:

$$R^2 = 0.9556$$

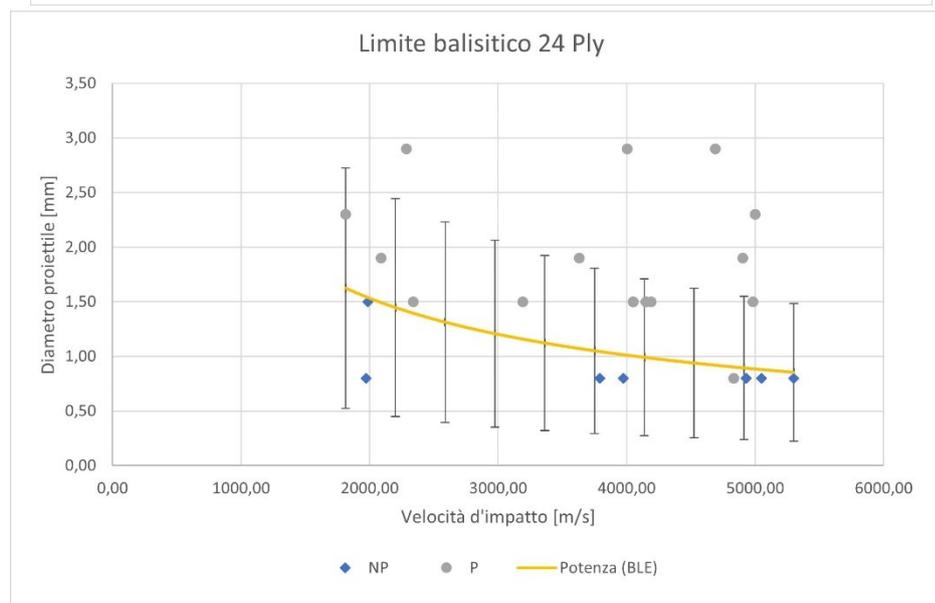
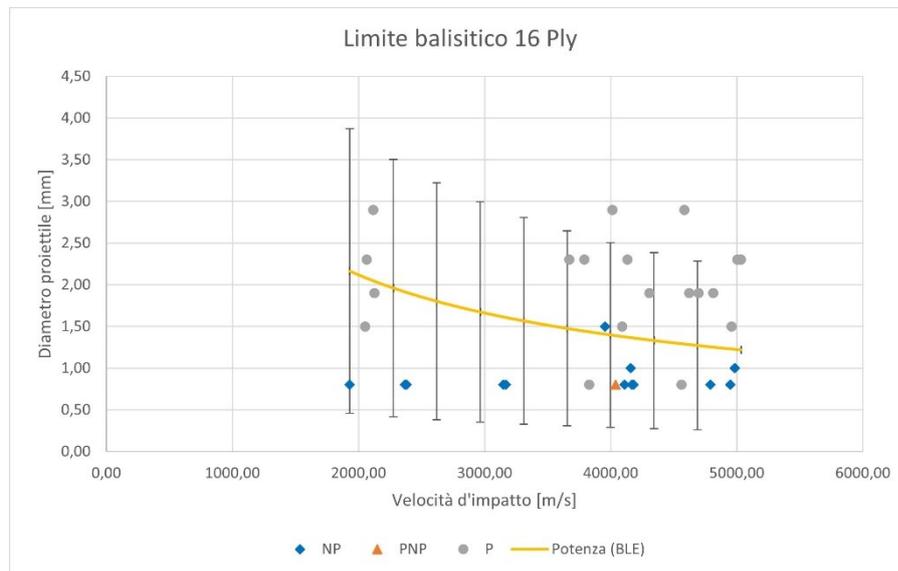
Si può quindi concludere che, nonostante le nuove equazioni migliorino il coefficiente di correlazione con i dati reali, aumentano molto le incertezze e peggiorano la descrizione della nuvola detritica fatta da CST.

## 9.4 Errori sulle equazioni di limite balistico

Per includere le incertezze all'interno dei grafici di limite balistico, è stato seguito il procedimento per la propagazione dell'incertezza di Kline-McKlintonc. Secondo questa procedura, l'incertezza complessiva del modello è data dalla radice quadrata della somma dei quadrati dei prodotti tra ciascuna incertezza e la derivata parziale dell'equazione sulla grandezza affetta da errore, secondo l'equazione:

$$\sigma_{d_c} = \sqrt{\left(\frac{\partial d_c}{\partial A} * \sigma_{D_{Fc}}\right)^2 + \left(\frac{\partial d_c}{\partial t} * \sigma_t\right)^2 + \left(\frac{\partial d_c}{\partial A} * \sigma_A\right)^2 + \left(\frac{\partial d_c}{\partial B} * \sigma_B\right)^2 + \left(\frac{\partial d_c}{\partial C} * \sigma_C\right)^2 + \left(\frac{\partial d_c}{\partial D} * \sigma_D\right)^2 + \left(\frac{\partial d_c}{\partial E} * \sigma_E\right)^2 + \left(\frac{\partial d_c}{\partial f} * \sigma_F\right)^2}$$

Dove le grandezze affette da incertezza sono i sei parametri del modello di correlazione e le misure sul diametro frontale del cratere critico e sullo spessore. Le incertezze sul diametro critico del proiettile oscillano attorno all'70% del suo valore a una fissata velocità.



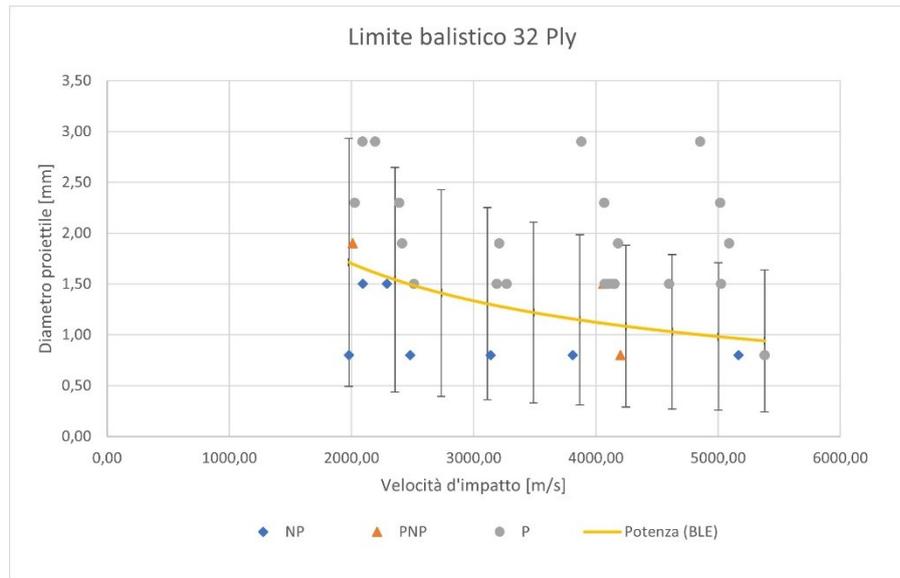


Fig. 9.8 Curve di limite balistico con barre d'errore

## 9.5 Test di t per la significatività delle variabili indipendenti

Di seguito è stato utilizzato il test di Student per verificare la significatività dei parametri di influenza del danno delle lastre, all'interno dei modelli sviluppati nel paragrafo 4.1. La strategia alla base del test è di seguito esposta: si sceglie una variabile indipendente di cui si vuole verificare l'influenza. I dati su quella variabile sono divisi in due gruppi a seconda della loro mediana e si calcola la media della variabile di risposta per ciascun gruppo. Successivamente si calcola il parametro t di student:

$$t = \frac{|\mu_1 - \mu_2|}{\sigma}$$

Dove  $\mu_1$  e  $\mu_2$  sono le medie del parametro del danno per i due gruppi,  $\sigma$  è la varianza aggregata dei due gruppi. Maggiore è t e maggiore è l'influenza di una variabile in un gruppo di dati. In Tab. 9.3 sono esposti i risultati:

Tab. 9.3 Valori di t ciascun parametro di influenza del danno

		Parametro di influenza del danno				
		Diametro del proiettile	Velocità del proiettile	Angolo	Spessore della lastra	Numero di ply
Parametro del danno	DFront	78.4	19.8	24.9	15.0	9.3
	AFront	80.0	1.0	0.2	29.0	17.8
	BFront	83.6	13.3	9.5	20.1	0.9
	DBack	13.6	11.1	5.6	6.3	7.8
	ABack	19.6	24.8	7.9	27.9	32.4
	BBack	74.0	13.6	24.8	20.8	1.4

