

# **EFFETTI GEOMETRICI SUL PROCESSO DI FRAMMENTAZIONE NEL *FLYING PLATE IMPACT TEST***

Andrew Ruggiero e Nicola Bonora

*DiMSAT – Dipartimento di Meccanica, Strutture, Ambiente e Territorio  
Via G. Di Biasio, 43 Università di Cassino – Cassino I-03043*

## **ABSTRACT**

Spall fracture as a consequence of planar impact is a complex phenomenon that has to be fully understood for a number of applications both civil and military. Continuum damage mechanics have show a great potential in describing ductile rupture processes. In this paper using a new non linear damage model [1] an extensive study of geometrical effect associated to incomplete planar impacts onto spall fracture. This study pointed out the possibility to develop a geometrical criterion to establish spalling conditions and to determine the location of first spall occurrence.

## **SOMMARIO**

Il processo di rottura per impatto planare (spall) è un fenomeno assai complesso la cui comprensione è necessaria in una ampio numero di applicazioni sia civili sia militari. La continuum damage mechanics ben si presta per analizzare i processi di rottura duttile. In questo lavoro attraverso l'impiego di un modello di danno non lineare [1] si è proceduto allo studio degli effetti geometrici associati ad impatti non completamente planari sul processo di rottura per spall. Lo studio ha permesso di individuare un criterio geometrico per la realizzazione del processo di frammentazione e per la determinazione della posizione di primo innesco.

## **INTRODUZIONE**

Esiste un ampio spettro di applicazioni in cui i materiali sono soggetti a sollecitazioni dinamiche conseguenti l'impatto tra corpi. Si pensi ad esempio alle problematiche relative allo sviluppo di protezioni balistiche sia per applicazioni militari sia civili (scudi di protezione della stazione orbitante *freedom*), al processo di formatura e saldatura esplosiva, al consolidamento di ceramiche per onde d'urto, all'erosione del rivestimento di palettature di turbine per impatto di residui dei processi di combustione, sicurezza e trasporto di materiali energetici, etc. Lo studio del processo di deformazione dinamica in condizioni di impatto veloce o iperveloce non può prescindere dalla comprensione dei meccanismi di cedimento che sono parte integrante della risposta costitutiva del materiale. Il processo di rottura nei metalli sollecitati ad impatto è particolarmente complesso a causa dell'azione congiunta di molteplici fattori tra cui gli effetti dinamici sulla risposta costitutiva del materiale, effetti geometrici dovuti alla dinamica proiettile-target, meccanismi di danneggiamento, effetti termici dovuti alla compressione volumetrica, etc. Sino agli anni '70 lo studio di questi fenomeni è stato

relegato alla sola sperimentazione a causa della completa mancanza di strumenti numerici. I decenni successivi hanno visto uno straordinario sviluppo di codici numerici in grado di riprodurre i fenomeni fondamentali associati alla generazione di onde di sollecitazione (stress waves) ed al loro moto nei corpi. Ad oggi, la limitazione maggiore per un uso estensivo della simulazione numerica per la comprensione dei fenomeni, previsione del cedimento, ed ottimizzazione della sperimentazione con riduzione dei costi, è legato essenzialmente alla mancanza di modelli costitutivi avanzati in grado di incorporare l'effetto combinato di velocità di deformazione e temperatura insieme ai processi di danneggiamento, [2]. Recentemente Bonora e Milella [3] hanno proposto un modello costitutivo innovativo, indipendente dal materiale e della geometria, in grado di descrivere e prevedere gli effetti precedentemente citati. In questo lavoro, il modello di Bonora e Milella è stato utilizzato per la previsione del cedimento di metalli in configurazione di impatto planare. In particolare è stata presa in esame la configurazione di impatto nota come *flying plate impact test* in cui un disco con rapporto diametro su spessore elevato ( $D/h > 10$ ) viene lanciato su di un disco analogo avente stesso diametro ma differente spessore. Questa configurazione sperimentale, peraltro utilizzata prevalentemente per la determinazione dell'equazione di stato caratteristica del materiale, rappresenta una delle poche configurazioni geometriche per le quali la trattazione teorica è disponibile in forma esatta e può essere utilizzata per la verifica ed il confronto con i risultati numerici. Nel *flying plate impact test* la rottura del materiale avviene per una trazione localizzata provocata dalla sovrapposizione dell'onda di compressione, riflessa sulla superficie libera del target, e della sopraggiungente onda di rilascio di trazione. L'utilizzo di modelli costitutivi avanzati dovrebbe essere in grado di prevedere la posizione, il momento e la dinamica della formazione del piano di frammentazione (spalling) solo sulla base di parametri fisici precedentemente determinati. Continuando il precedente studio effettuato da Bonora e Gentile, [4], gli autori [5] hanno simulato con successo il processo di spall in tre metalli (rame OFHC 99.9, ferro ARMCO e lega di tungsteno 93W). In questo lavoro vengono presentati per la prima volta i risultati relativi allo studio parametrico dell'effetto delle dimensioni diametro/spessore del disco proiettile impiegato nel *flying plate impact test* al fine di valutare le condizioni di perdita di uniassialità delle deformazioni, le modifiche attese sul segnale di spall e le eventuali alterazioni nelle distribuzioni di danno. A questo scopo le simulazioni sono state effettuate attraverso l'impiego di un codice agli elementi finiti (MSC/MARC) e di un codice esplicito dedicato ai processi di impatto veloci, AUTODYN.

## **MODELLAZIONE COSTITUTIVA**

Lo studio dei processi associati ai fenomeni impulsivi, quali quelli conseguenti l'impatto tra corpi, richiede necessariamente la conoscenza accurata del comportamento meccanico del materiale soggetto ad elevate velocità di deformazione, temperatura e danneggiamento. La presenza di fenomeni di danneggiamento è intimamente collegata alla risposta del materiale in regimi di deformazione inelastica. Le variazioni di temperatura sono provocate dalla conversione di lavoro di deformazione plastico in calore in condizioni di scambio adiabatico. Temperatura e velocità di deformazione hanno un effetto competitivo sulla risposta sforzo-deformazione del materiale: un aumento di strain rate innalza lo snervamento mentre un innalzamento della temperatura

lo riduce. Dal punto di vista teorico si dovrebbe ricorrere ad una formulazione costitutiva che incorpori questi effetti in maniera accoppiata. Milella e Bonora hanno osservato che il micromeccanismo di rottura duttile non cambia con la velocità di deformazione mentre la temperatura può solamente inibirlo. Inoltre, eventuali variazioni della risposta sforzo-deformazione non influenzano il meccanismo di danneggiamento né la dissipazione ad esso associata. Sulla base di queste osservazioni è possibile pensare di descrivere la risposta costitutiva del materiale con due modelli che tengano conto, separatamente, del legame  $\sigma$ - $\varepsilon$  e dell'evoluzione del danno. Per maggiori dettagli si veda Milella e Bonora [6] e Pirondi e Bonora [7]. Nello studio presente si è scelto di simulare il comportamento del materiale ricorrendo al modello di Johnson e Cook (J&C) [8] per ciò che riguarda la risposta sforzo-deformazione (strength model), ed al modello di CDM proposto da Bonora [1] per quanto riguarda il danno. Di seguito vengono riportate le principali relazioni costitutive mentre si rimanda ai rispettivi riferimenti bibliografici per maggiori dettagli e discussioni sulla identificazione dei parametri caratteristici.

- *Decomposizione delle deformazioni totali*

$$\dot{\mathbf{e}}_{ij}^T = \dot{\mathbf{e}}_{ij}^e + \dot{\mathbf{e}}_{ij}^p \quad (1)$$

- *Velocità delle deformazioni elastiche*

$$\dot{\mathbf{e}}_{ij}^e = \frac{1+n}{E} \frac{\dot{\mathbf{s}}_{ij}}{1-D} - \frac{n}{E} \frac{\dot{\mathbf{s}}_{kk}}{1-D} \mathbf{d}_{ij} \quad (2)$$

- *Legge evolutiva delle deformazioni plastiche*

$$\dot{\mathbf{e}}_{ij}^p = \dot{\mathbf{I}} \frac{\mathcal{F}f_p}{\mathcal{I}\mathbf{s}_{ij}} = \dot{\mathbf{I}} \frac{3}{2} \frac{\dot{\mathbf{s}}_{ij}}{\mathbf{s}_{eq}} \quad (3)$$

- *Definizione del moltiplicatore plastico*

$$\dot{r} = -\dot{\mathbf{I}} \frac{\mathcal{F}f_p}{\mathcal{I}R} = \dot{\mathbf{I}} = \dot{p} \quad (4)$$

- *legge cinetica dell'evoluzione del danno*

$$\dot{D} = -\dot{\mathbf{I}} \frac{\mathcal{F}f_D}{\mathcal{I}Y} = \mathbf{a} \cdot \frac{(D_{cr} - D_0)^{\frac{1}{a}}}{\ln(\mathbf{e}_f / \mathbf{e}_{th})} \cdot f\left(\frac{\mathbf{s}_H}{\mathbf{s}_{eq}}\right) \cdot (D_{cr} - D)^{\frac{a-1}{a}} \cdot \frac{\dot{p}}{p} \quad (5)$$

- *Legge di flusso plastico*

$$\mathbf{s}_\gamma = \left[ A + B \mathbf{e}^n \right] \left[ 1 + C \ln\left(\frac{\dot{\mathbf{e}}}{\dot{\mathbf{e}}_0^*}\right) \right] \left[ 1 - T^{*m} \right] \quad (6)$$

in cui  $\dot{\epsilon}_0^* = 1s^{-1}$  e  $T^*$  indica la temperatura omologa:

$$T^* = \frac{T - T_{room}}{T_{melt} - T_{room}} \quad (7)$$

I parametri di danno  $\epsilon_{th}$ ,  $\epsilon_f$ ,  $D_{cr}$  e  $\alpha$  sono caratteristici del materiale e dipendono dalla temperatura e dalla velocità di deformazione, come descritto in [9]. Nello studio presente il materiale di riferimento è rame OFHC 99.9% i cui parametri sono riassunti nelle tabelle 1,2 e 3.

Material properties	
Elastic modulus	124 GPa
Poisson ratio	0.34
Shear modulus	46 GPa
Bulk modulus	129 GPa
Density	8960 kg/m <sup>3</sup>
Conductivity	389 W/mK
Specific heat, $c_p$	383 J/kgK
Expansion coef. $\alpha$	0.00005 K <sup>-1</sup>
Melting temperature	1356 K

Tabella 1: proprietà meccaniche del rame OFHC 99,9%.

J&C parameters	
A	90 MPa
B	292 MPa
C	0.025
M	1.09
N	0.31

Tabella 2: parametri del modello di Johnson e Cook per il rame OFHC 99,9%.

$\epsilon_{th}$	$\epsilon_f$	$D_{cr}$	$\alpha$
0.0095	1.04	0.85	0.63

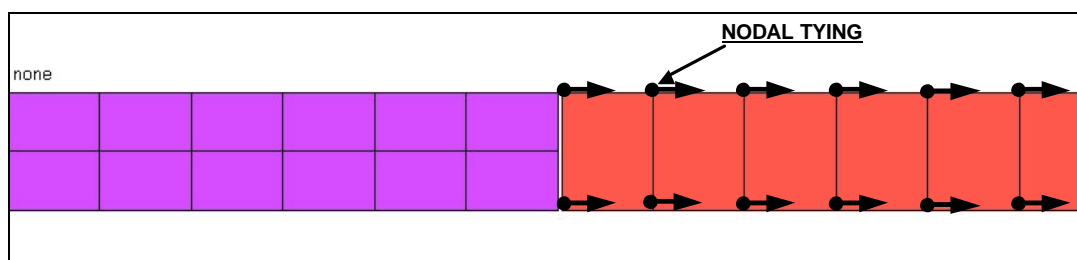
Tabella3: parametri di danno per il rame OFHC 99,9%

## MODELLAZIONE AGLI ELEMENTI FINITI DEL *FLYING PLATE IMPACT TEST*

Per effettuare lo studio degli effetti geometrici sul processo di frammentazione si è partiti da una configurazione classica del *flying plate impact test* per la quale sono disponibili in letteratura, [10], i dati sperimentali in termini di profilo di velocità di un

punto situato sulla superficie libera del disco bersaglio. La lettura del profilo di velocità fornisce, infatti, informazioni importanti riguardo ai processi investigati, come la velocità di propagazione delle onde, elastiche e plastiche, ed il tempo in cui avviene la rottura per spall. L'esistenza di una trattazione analitica esatta che descrive la propagazione delle onde all'interno dei materiali permette, inoltre, di determinare l'intensità e la durata dell'impulso generato dall'impatto e di prevedere, con ottima approssimazione, la posizione del piano di spall.

La disponibilità di queste informazioni ha permesso agli autori di verificare la correttezza del modello numerico realizzato. La configurazione alla quale si è fatto riferimento prevede che un disco di rame dello spessore di 2 mm venga fatto impattare alla velocità di 185 m/s contro un secondo disco, dello stesso materiale, fermo e semplicemente appoggiato. La condizione di uniaxialità delle deformazioni rende superflua, in questa prima fase del lavoro, la discretizzazione dei due dischi nella loro interezza e, quindi, la geometria da modellare può essere ridotta ad una semplice striscia di elementi con i nodi vincolati in modo da evitare deformazioni in senso radiale. Inoltre, per garantire l'idrostaticità dello stato di sforzo, tutti i nodi appartenenti alla linea superiore della mesh sono stati vincolati a spostarsi, lungo la direzione assiale, in misura identica ai corrispondenti nodi della linea inferiore, figura 1.



*Figure 1: particolare della zona di contatto per il modello a striscia singola.*

Il profilo di velocità ottenuto con la simulazione numerica, effettuata con il codice implicito agli elementi finiti MSC/MARC ed utilizzando il metodo di integrazione diretta Newmark- $\beta$ , viene confrontato, in figura 2, con il profilo di velocità sperimentale reperito in letteratura.

Il modello numerico riesce a riprodurre, con ottima approssimazione, tutti i tratti caratteristici dell'andamento del profilo di velocità che possono essere riassunti come segue. Arrivo del precursore elastico, sulla superficie libera del bersaglio, questo comporta un innalzamento della velocità fino al valore corrispondente al limite elastico di Hugoniot. Successivamente, arrivo dell'onda plastica che innalza la velocità fino al valore massimo corrispondente al plateau orizzontale seguito dalla successiva diminuzione della velocità a causa delle onde di tensione, dapprima elastica e poi plastica, generate dalla riflessione delle corrispondenti onde di compressione sulla superficie libera. Infine, arrivo dell'onda generata dalla creazione della superficie libera dovuta alla rottura per spall. Una rappresentazione della propagazione delle onde all'interno del disco bersaglio, per un istante precedente all'arrivo del precursore elastico sulla superficie libera, viene riportata in figura 3. Si può notare come la distanza che separa le onde di compressione, elastica e plastica, dalle corrispondenti onde di rilascio è, come previsto dalla teoria, pari al doppio dello spessore del disco impattante.

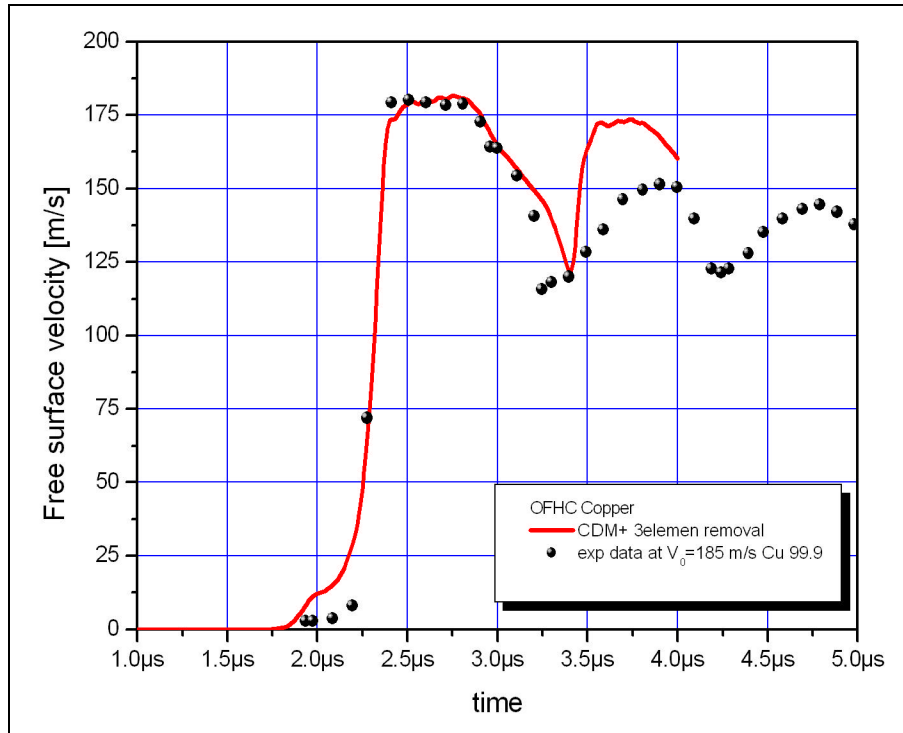


Figure 2: confronto tra il profilo di velocità ottenuto numericamente ed i dati sperimentali.

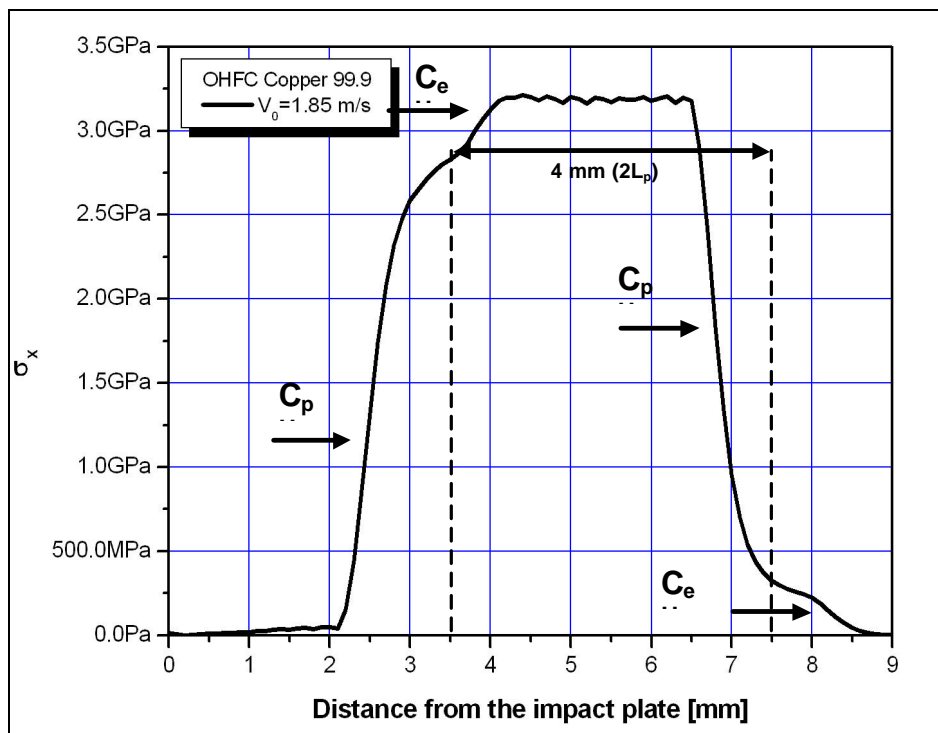


Figure 3: propagazione dell'impulso di pressione all'interno del disco bersaglio, rame 99.9%, per una velocità d'impatto di 185m/s.

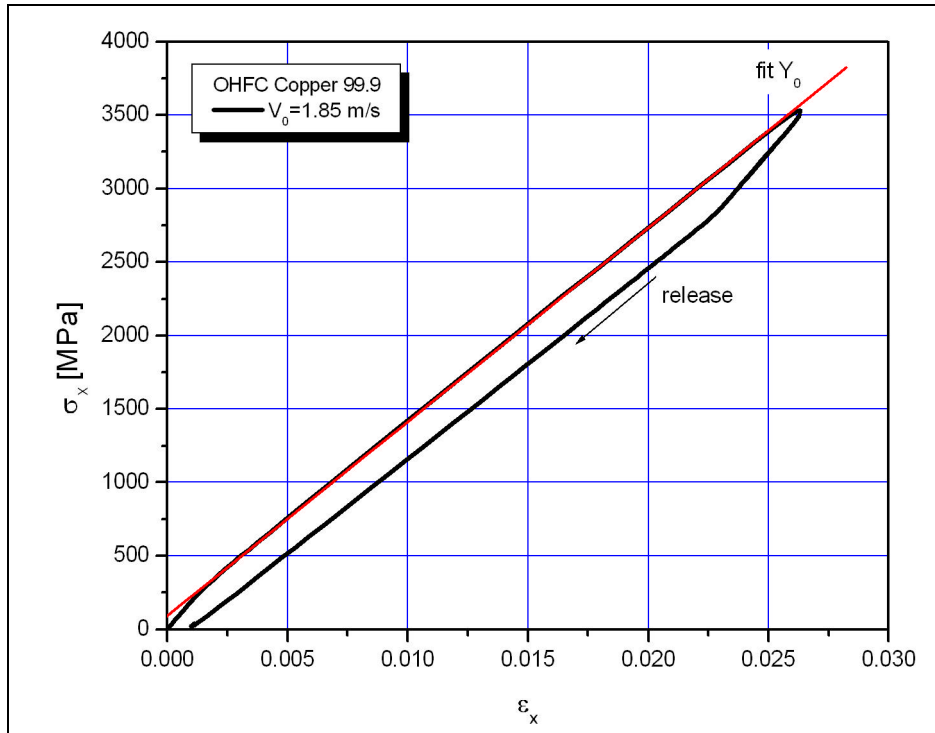


Figure 4a: risposta uniassiale della tensione in funzione della deformazione per l'impatto planare tra due dischi di rame alla velocità di 185m/s.

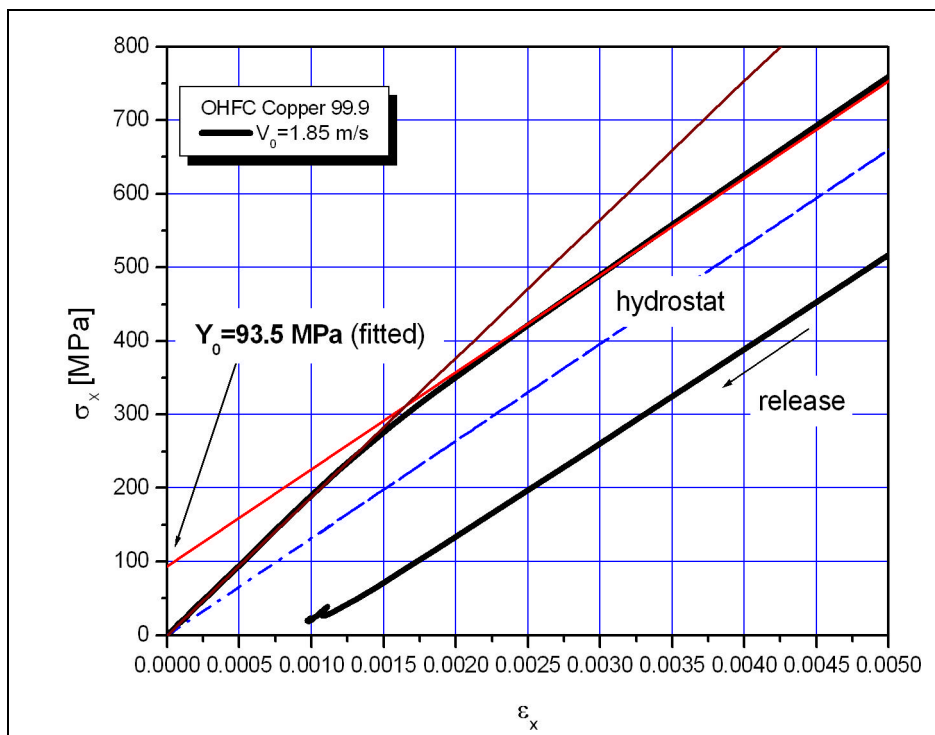


Figure 4b: particolare della risposta uniassiale della tensione in funzione della deformazione per l'impatto planare tra due dischi di rame alla velocità di 185m/s: verifica dei valori dello snervamento e del modulo di elasticità dinamici.

L'intensità dell'impulso calcolato numericamente è di 3,2 GPa che si discosta solo dell'1,2% dal valore di 3,16GPa calcolato tramite la relazione teorica valida per impatto simmetrico:

$$p = \frac{1}{2} r_0 C_e v_0 \quad (8)$$

Nella figura 4a, che riporta l'andamento delle tensioni in funzione delle deformazioni per un punto interno al disco bersaglio, è evidente la transizione dal regime elastico a quello plastico sia durante la fase di caricamento sia durante lo scarico. Un particolare della curva precedente viene riportato, in figura 4b, unitamente al fitting dei diversi rami della curva; ciò permette di determinare i valori dello snervamento e del modulo dinamici. Il valore della tensione di snervamento per il rame è di 90MPa che, in accordo con il modello di J&C, cresce, per il caso considerato, a causa degli effetti della velocità di deformazione, fino a circa 92MPa. Il valore calcolato numericamente e ricavato dall'estrapolazione è di 93,5MPa. Lo stesso accordo con la teoria si riscontra per il valore del modulo di elasticità dinamico, per il quale, il valore estrapolato di 188,4MPa si discosta soltanto dell'1,31% dal valore atteso di 190,9MPa.

## **EFFETTI GEOMETRICI SUL PROCESSO DI SPALL**

La condizione necessaria affinché durante l'impatto si realizzi uno stato di deformazione uniassiale, è che l'impatto sia planare ovvero che il diametro dei dischi impiegati nel flying plate impact test sia molto maggiore del rispettivo spessore. Anche nel caso di dischi sottili, la condizione di deformazione uniassiale si realizza esclusivamente in prossimità dell'asse di assialsimmetria in quanto l'onda di deformazione radiale, che si genera al bordo libero, necessita, per raggiungere l'asse, di un tempo maggiore a quello richiesto dall'intero fenomeno. Al diminuire del rapporto diametro/spessore gli effetti di deformazione radiale possono intervenire direttamente sulle modalità e localizzazione del processo di rottura per spall. A questo proposito sono state analizzate diverse configurazioni di flying plate impact in cui il diametro del flyer è stato progressivamente ridotto mantenendo inalterate le altre dimensioni e la velocità di impatto.

Parallelamente all'impiego del codice agli elementi finiti MSC/MARC, le simulazioni numeriche sono state ripetute utilizzando il codice lagrangiano AUTODYN, particolarmente adatto per lo studio dei fenomeni di dinamica dell'impatto, allo scopo di valutare eventuali effetti dovuti alle diverse formulazioni.

Per uno spessore del flyer di 2 mm sono stati esaminati i casi con un diametro di 32, 16, 8, 4, e 2 mm rispettivamente, figura 5.

Nelle analisi agli elementi finiti è stato utilizzato un elemento a quattro nodi in formulazione assialsimmetrica con altrettanti punti di gauss cercando di mantenere, per quanto possibile, costante il livello di discretizzazione del modello al fine di evitare possibili effetti di mesh. Entrambi i corpi sono considerati deformabili nel contatto. Il criterio di rottura utilizzato nella simulazione con MSC/MARC fa riferimento al modello di danneggiamento descritto precedentemente. Nelle simulazioni effettuate con il codice lagrangiano AUTODYN si è adottato un criterio di rottura basato sulla pressione massima il cui valore è stato ottenuto dal modello di danno.



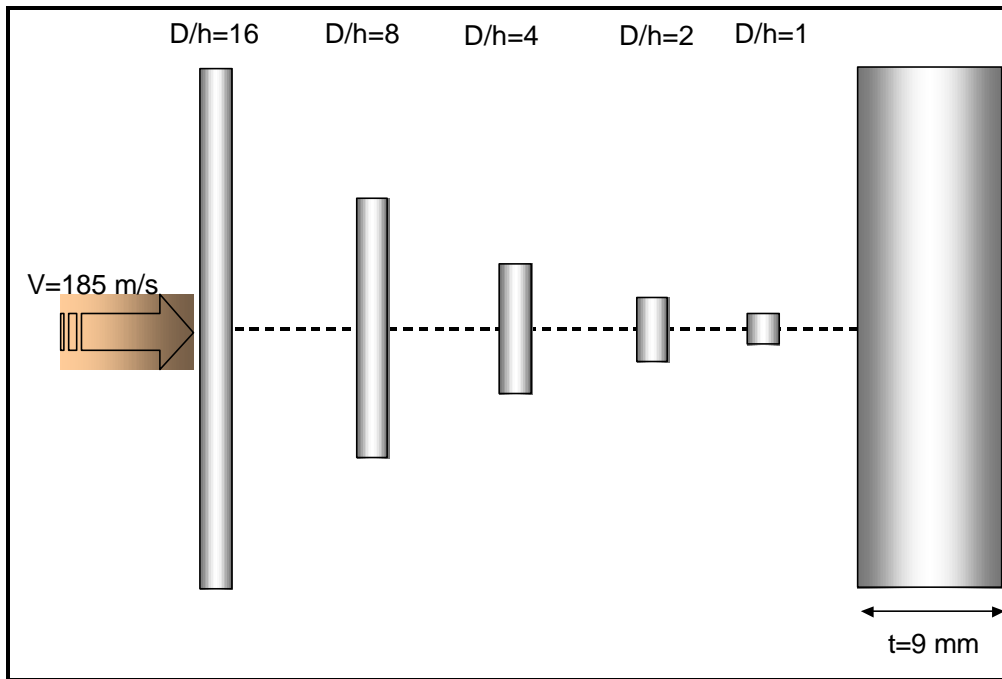


Figura 5 – Schema riassuntivo delle configurazioni geometriche esaminate

In figura 6a-6d sono riportati i profili di velocità rilevati sulla superficie posteriore del target per le diverse configurazioni. Un valore del rapporto  $D/h$  pari a 16 è ancora in grado di garantire che lo stato di deformazione sia, per lo meno sull'asse di simmetria, unidimensionale. Per valori più piccoli del rapporto  $D/h$ , figura 6b, si verifica ancora una rottura per spall, come si può rilevare dalla risalita del segnale di velocità, anche se gli effetti associati alla deformazione radiale iniziano ad influenzare il processo di propagazione delle onde lungo l'asse di simmetria riducendo la durata del plateau di velocità. Per un'ulteriore diminuzione del rapporto  $D/h$  la propagazione dell'onda di sforzo diviene, a causa dell'influenza degli effetti di bordo, sempre più complessa. Nei profili di velocità riportati in figura 6c e 6d, hanno ormai perso ogni attinenza con le soluzioni di riferimento precedentemente illustrate. L'unica caratteristica ancora evidente è la discontinuità a cui corrisponde il limite elastico di Hugoniot. In queste condizioni non è più possibile stabilire sulla base della sola analisi del segnale di velocità la presenza o meno di cedimento per spall.

Nelle figure 7a e 7b vengono riportate le deformate ottenute rispettivamente con AUTODYN e con MSC/MARC per due configurazioni simili, caratterizzate da un elevato rapporto  $D/h$ . Per entrambe le simulazioni si ritrova il cedimento per spall caratteristico di un impatto planare. Le distribuzioni di danneggiamento ottenute con i due criteri adottati confermano la stretta correlazione esistente tra variabile di danno e pressione idrostatica nelle condizioni di stato di deformazione uniassiale.

Al diminuire del rapporto  $D/h$  la rottura interessa superfici del bersaglio sempre più piccole. Si è osservato che l'innesco dei processi di rottura per spall, nel caso di configurazioni di diverso diametro del target e del flyer, non avviene mai in corrispondenza dell'asse di simmetria dove invece è atteso dalla teoria. La rottura ha luogo ad una distanza dall'asse che risulta essere in stretta correlazione con le dimensioni del diametro del flyer, così come la localizzazione del piano di spall è legata

allo spessore dello stesso. Una volta innescato, il processo di rottura si propaga radialmente fino ad interessare l'asse di simmetria.

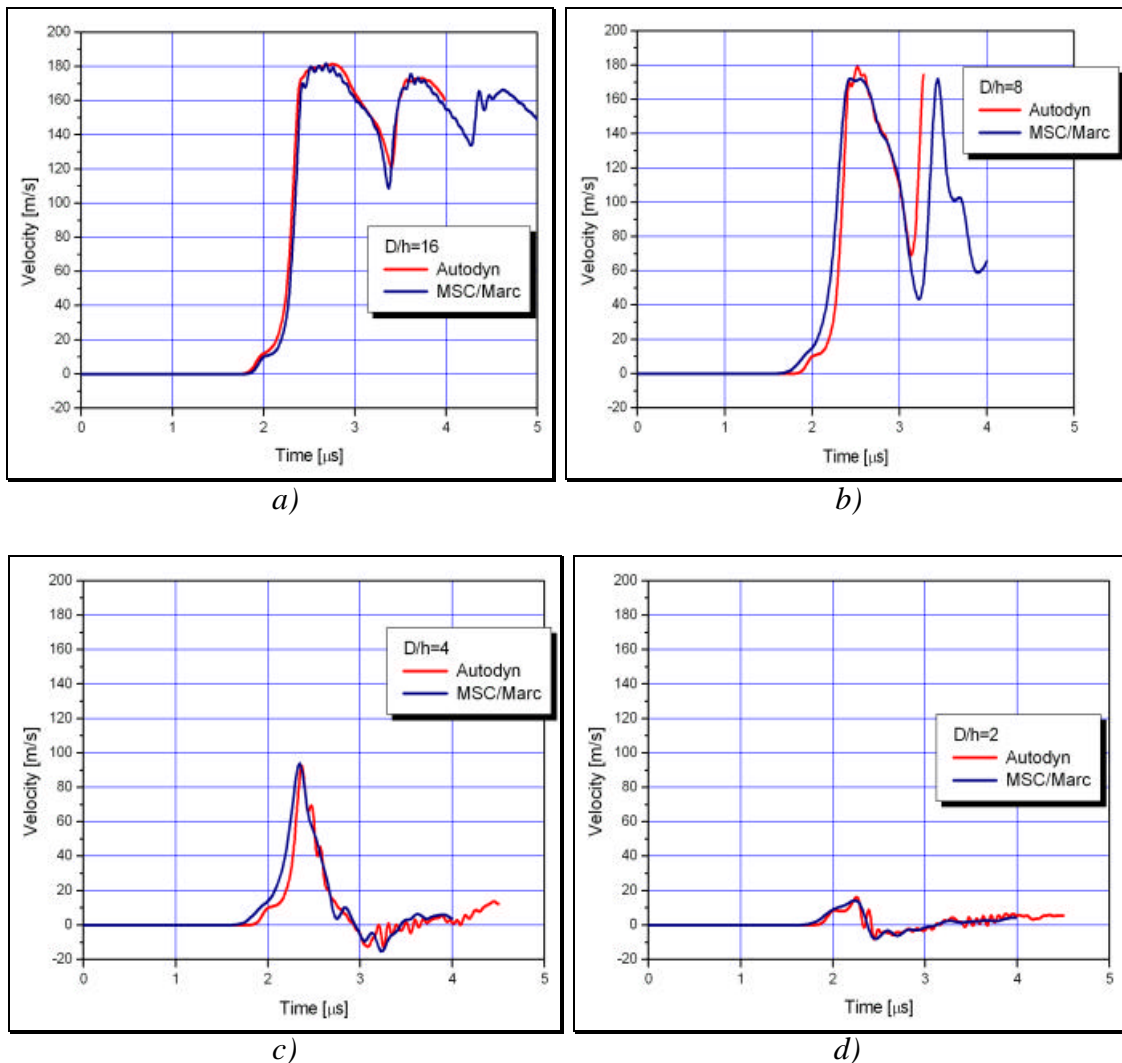


Figure 6a-d: profili di velocità calcolati numericamente per le diverse configurazioni geometriche e con velocità d'impatto di 185m/s: a)  $D/h=16$ ; b)  $D/h=8$ ; c)  $D/h=4$ ; d)  $D/h=2$ .

Questo fenomeno stabilisce le condizioni per la massima estensione radiale della superficie interessata dal processo di rottura. Dal punto di vista quantitativo, si è osservato che la localizzazione del primo innescò dei processi di rottura può essere stimato attraverso la pendenza di una retta ideale, tracciata a partire dallo spigolo del flyer ed incidente il piano di spall, figura 7. Dalle simulazioni effettuate si è verificato la costanza del valore di questo angolo per tutte le configurazioni esaminate. Inoltre, sempre sulla base di questo criterio, si è osservato che lo spall è impedito per quelle configurazioni geometriche in cui l'intersezione della retta indicata, con il termine di boundary-effect line, con la retta del piano di spall avvenga al disotto del piano di simmetria assiale, come nel caso delle configurazioni riportate nelle figure da 10a a 12b.

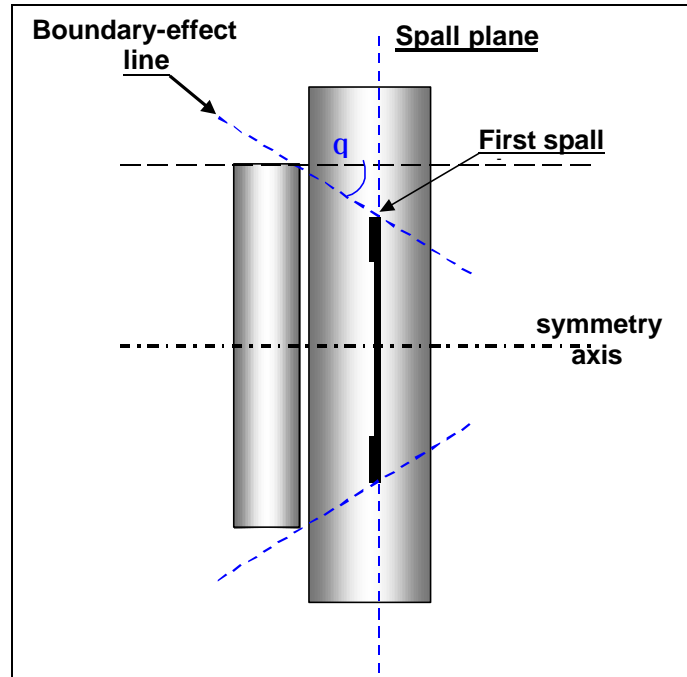


Figura 7: Schema geometrico della localizzazione dell'innescio del processo di spall.

La ragione di questa proprietà geometrica è da ricercarsi probabilmente nell'interazione del sistema di onde generate in corrispondenza dello spigolo del flyer, simili ad onde di detonazione a geometria sferica, e dei treni di onde di deformazione uniassiale prodotte dalla vicina superficie impattante.

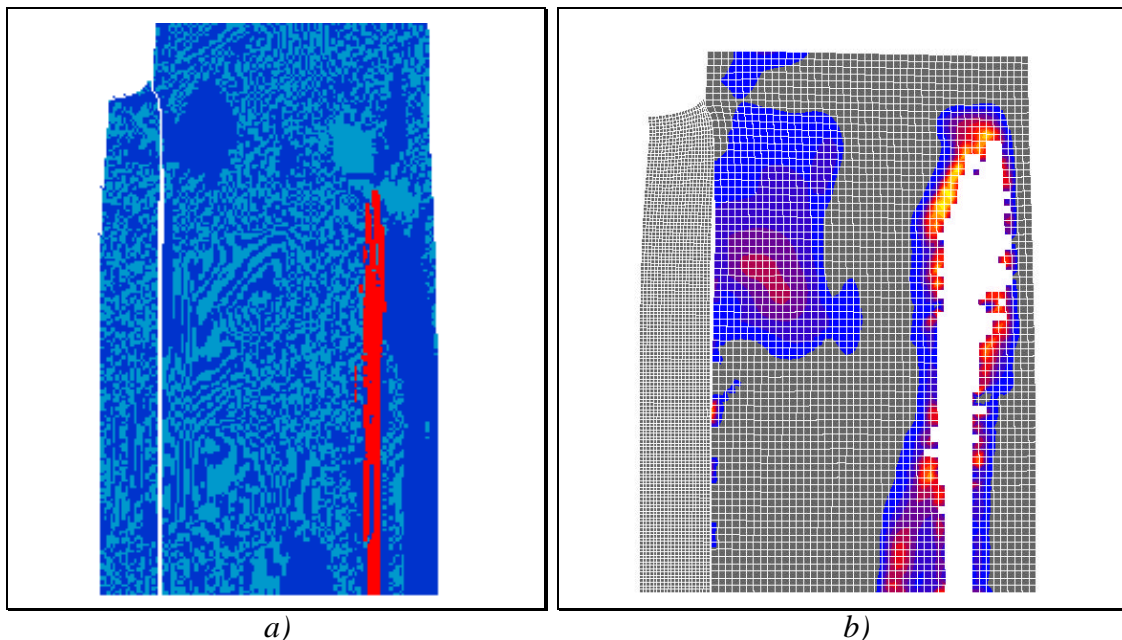


Figura 8a-b: a) deformata e stato del materiale ottenuti con AUTODYN per velocità d'impatto di 185m/s e  $D/h=16$ ; b) deformata e mappa del danno ottenuti con MSC/MARC per velocità d'impatto di 185m/s e  $D/h=13$ .

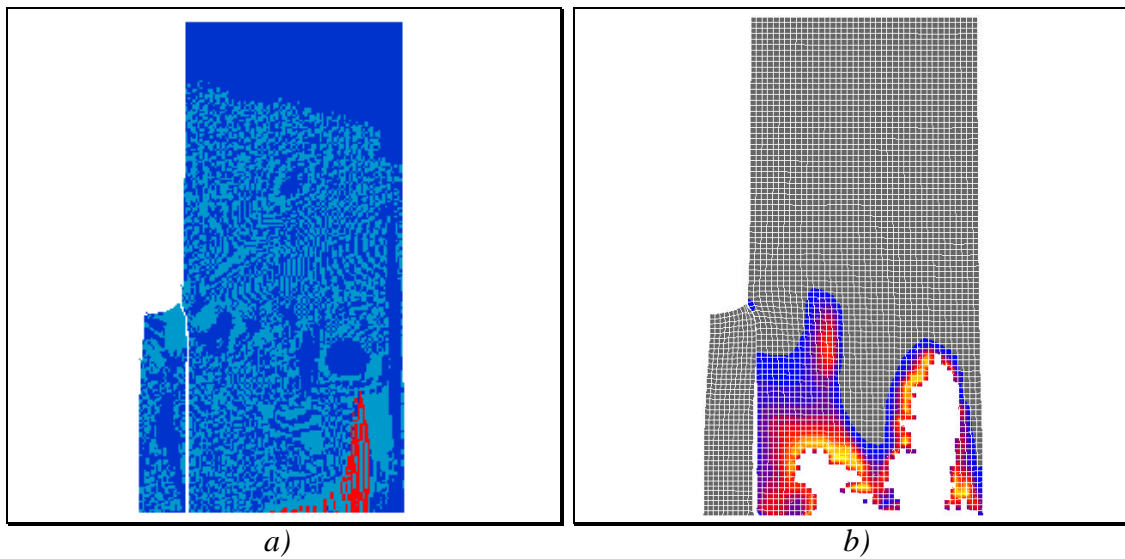


Figura 9a-b: a) deformata e stato del materiale ottenuti con AUTODYN per velocità d'impatto di 185m/s e  $D/h=8$ ; b) deformata e mappa del danno ottenuti con MSC/MARC per velocità d'impatto di 185m/s e  $D/h=8$ .

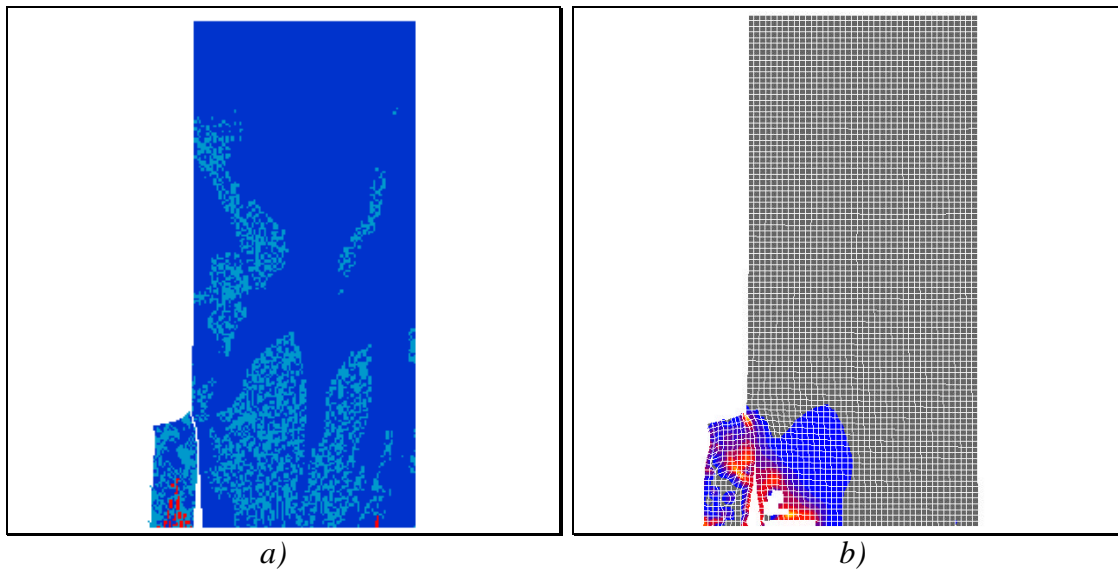


Figura 10a-b: a) deformata e stato del materiale ottenuti con AUTODYN per velocità d'impatto di 185m/s e  $D/h=4$ ; b) deformata e mappa del danno ottenuti con MSC/MARC per velocità d'impatto di 185m/s e  $D/h=4$ .

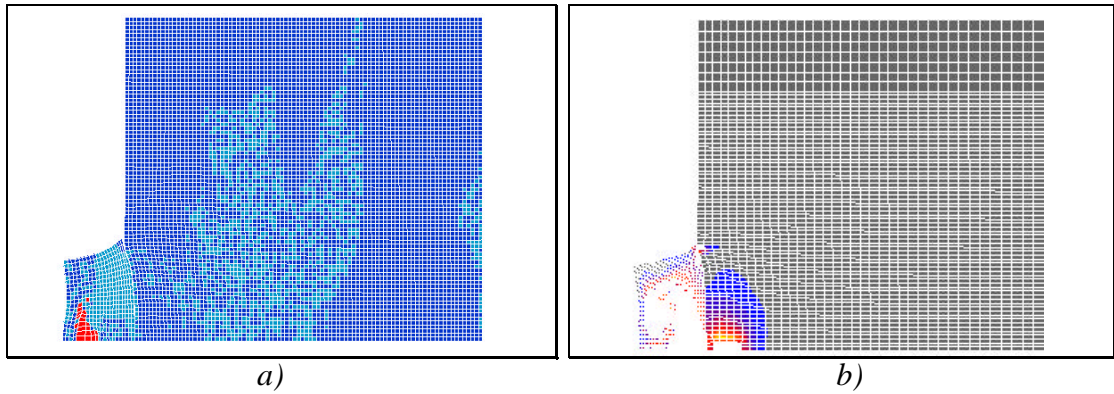


Figura 11a-b: a) deformata e stato del materiale ottenuti con AUTODYN per velocità d'impatto di 185m/s e  $D/h=2$ ; b) deformata e mappa del danno ottenuti con MSC/MARC per velocità d'impatto di 185m/s e  $D/h=2$ .

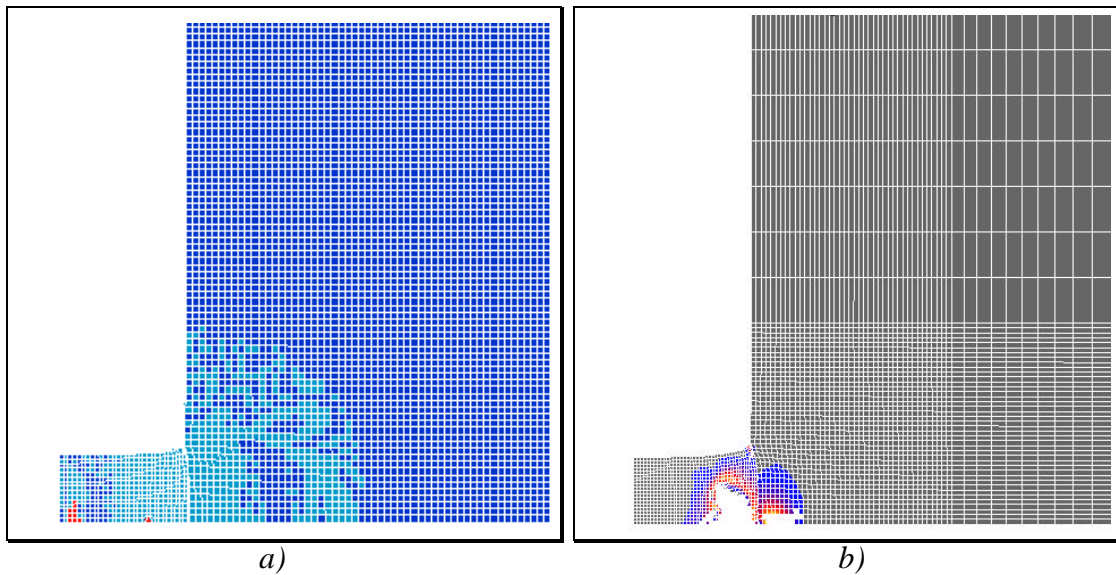


Figura 12a-b: a) deformata e stato del materiale ottenuti con AUTODYN per velocità d'impatto di 185m/s e  $D/h=1$ ; b) deformata e mappa del danno ottenuti con MSC/MARC per velocità d'impatto di 185m/s e  $D/h=1$ .

Inoltre, gli effetti di bordo libero provocano un abbassamento del valore della triassialità dello stato di sforzo ed un conseguente aumento del valore della deformazione a rottura. La perdita di idrostaticità dello stato di sforzo limita la possibilità di prevedere in maniera accurata i processi di cedimento utilizzando un criterio di massima pressione. Una conferma ulteriore dell'avvenuta variazione dello stato di sforzo può essere ottenuta dall'analisi delle deformate dei flyer di più piccolo diametro, figure 11a-b, 12a-b. Queste tendono ad assumere un profilo molto simile a quelli ottenuti in un test di Taylor in cui si assume uno stato di sforzo unidimensionale.

## CONCLUSIONI

Nel presente lavoro si è dimostrata la possibilità di poter investigare i complessi processi di rottura in condizioni di impatto ad alta velocità utilizzando un modello di danno sviluppato nell'ambito della *continuum damage mechanics*. Nello specifico è stato analizzato l'effetto della geometria, intesa come dimensione del diametro della piastra impattante, sul processo di spall. Si è evidenziato come il segnale canonico detto *spall signal* perde progressivamente le sue caratteristiche fondamentali al progressivo ridursi del diametro del flyer, come conseguenza della graduale perdita di planarità dell'impatto. Dalle simulazioni effettuate si è anche osservato che il punto di innesco del processo di rottura per spall è determinato da condizioni geometriche anche nel caso di impatto canonico. Queste condizioni, peraltro descritte nel lavoro, stabiliscono le dimensioni limite per garantire un cedimento per spall. Il confronto delle simulazioni effettuate con un codice lagrangiano confermano la qualità dei risultati ottenuti. La possibilità di ulteriori verifiche di tipo sperimentale, attraverso la realizzazione di test *ad hoc*, consentirà di verificare la validità dei modelli utilizzati.

## BIBLIOGRAFIA

1. Bonora N., *A nonlinear CDM model for ductile failure*, Engineering Fracture Mechanics, 1997, **58** 11-28
2. Zuckas J., Nicholas T., Hallock S., Greszczuk L. B., Curran D. R., "*Impact Dynamics*", John Wiley and Sons Publisher, ISBN 0.89464-690-7, 1982
3. Bonora N., and Milella P.P., "*Constitutive Modeling For Ductile Metals Behavior Incorporating Strain Rate, Temperature And Damage Mechanics*", International Journal of Impact Engineering, 2002
4. Bonora N., e Gentile D., *Flying Plate Impact Test: Simulazione Numerica del Processo di "Spalling" nei Metalli*, Atti del XXX Convegno Nazionale AIAS, Aglhero, 2001
5. Ruggiero e Bonora, *Previsione di cedimento per frammentazione nei metalli in condizione d'impatto veloce*, 2002
6. Milella P.P. e Bonora N., J. of Impact Engineering, 2001, **26** 53-64
7. Pirondi A. e Bonora N., *Modeling Ductile Damage Under Fully Reversed Cycling*, to appear in Computational Solids Mechanics, 2002.
8. Johnson G. R. and Cook W. H., *Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures*, Engineering Fracture Mechanics, 1985, **21**, 31-48
9. Bonora N., Ruggiero A. and Milella P.P., *Soft-spall fracture prediction in metals using advanced ductile damage model*, 2003
10. Rajendran A.M., Diitenberger M. A. e Grove D. J., "*A void growth-based failure model to describe spallation*", J. Appl. Phys. 1986, **65**, 1521