

## ANALISI DELLA PROPAGAZIONE DI CRICCHE IN PANNELLI A STRUTTURA INTEGRALE

M. Giglio<sup>a</sup>, A. Manes<sup>b</sup>, M. Fossati<sup>c</sup>

Dipartimento di Meccanica, Politecnico di Milano, via La Masa 34 – 20156 Milano  
e-mail: <sup>a</sup>marco.giglio@polimi.it, <sup>b</sup>andrea.manes@polimi.it, <sup>c</sup>maxfox@hotmail.com

### SOMMARIO

I componenti a struttura integrale (monolitica) possono assumere un ruolo fondamentale nella progettazione strutturale ad alta efficienza; infatti, considerando l'attuale stato dell'arte delle procedure tecnologiche di fabbricazione, le strutture integrali possono risultare efficaci nell'abbattimento dei costi di realizzazione e soprattutto nella riduzione del peso. Ci sono però importanti aspetti relativi all'integrità strutturale che ne hanno limitato l'uso fino ad ora. Le strutture convenzionali che usano sistemi di giunzione meccanica o tramite incollaggio offrono indubbi vantaggi in termini di comportamento damage tolerant e fail safe. In particolare, nelle strutture aerospaziali la presenza di due parti distinte, pelli e correnti, aumenta considerevolmente l'affidabilità strutturale del componente in presenza di difetti e cricche propaganti. Scopo di questo lavoro è di illustrare l'applicazione di una metodologia numerica per la determinazione del comportamento di strutture integrali rinforzate, per uso aerospaziale, in presenza di cricche. L'attività descritta è stata sviluppata in accordo con "Analytical Round Robin on Crack Growth and Residual Strength Prediction in Integral Structures" proposto da ASTM Task Group E08.04.05; in particolare, nel lavoro descritto sono stati sviluppati modelli ad elementi finiti di diverse tipologie di pannelli integrali, su cui è stata simulata la propagazione della cricca. La validazione dei modelli numerici, ottenuta usando i dati di propagazione sperimentali, mostra una buona accuratezza delle predizioni.

### ABSTRACT

The integral structure components (monolithic) can assume a fundamental role in the high efficiency structural design; in fact, considering the current state of the art of the technological methods of manufacture, the integral structures can be effective in the decrease of the fabrication costs and in the reduction of the weight. Even though, there are some important aspects in regard to the structural integrity that have limited their use until now. The conventional structures that use systems of mechanical joint or through glue offer certain advantages in terms of damage tolerant and fail safe behavior. In particular, in aerospace structures the presence of two separate parts, skins and stringers, causes a considerable increase of the structural reliability of the component in presence of propagating defects and cracks. Aim of this paper is to illustrate the application of a numerical methodology for the evaluation of the behavior of reinforced integral structures, for aerospace use, in presence of propagating cracks. The described activity has been developed in agreement with "Analytical Round Robin on Crack Growth and Residual Strength Prediction in Integral Structures" proposed from ASTM Task Group E08.04.05; in particular, in this paper some FE models for various kind of integral panels have been developed, on which it has been simulated the crack propagation. The validation of the numerical models, obtained using the experimental crack propagation data, shows a good agreement of the life predictions.

### 1. INTRODUZIONE

La costruzione di fusoliere aerospaziali è monopolizzata, sin dagli anni 40, dalla tipica costruzione a pelli e correnti giuntati con rivetti. Questo processo tecnologico è stato lungamente raffinato e

attualmente è difficile prevedere miglioramenti consistenti nella progettazione di fusoliere metalliche senza importanti variazioni da questa tipologia costruttiva. Una valida alternativa, per quanto concerne le fusoliere metalliche, riguarda la costruzione di strutture integrali, dove pelli, correnti e diaframmi formano un corpo unico.

I vantaggi delle strutture integrali nelle costruzioni aeronautiche sono evidenti soprattutto per quanto riguarda la riduzione del peso e dei costi rispetto alle comuni e tradizionali strutture, in cui i singoli componenti (pelli e correnti) sono realizzati separatamente e poi giuntati. Le strutture a costruzione giuntata possiedono però innegabili vantaggi in termini di comportamento meccanico relativo alle modalità di progettazione damage tolerance e fail safe. La presenza di correnti, infatti, permette non solo di rallentare l'eventuale propagazione di cricche, ma anche di avere un percorso alternativo delle sollecitazioni in caso di propagazione della cricca lungo l'intera pelle che circonda il corrente [1, 2].

Le costruzioni integrali necessitano inoltre di processi tecnologici che solo attualmente sono diventati economicamente percorribili e in alcuni casi addirittura vantaggiosi. Recenti studi hanno infatti mostrato come le attuali disponibilità tecnologiche rendano interessante la modalità di costruzione integrale dei pannelli, che presenta tra gli altri i seguenti vantaggi:

- alto grado di automazione nella costruzione;
- riduzione del peso (ottimizzazione e assenza di elementi di collegamento);
- risparmio nei costi di manifattura;
- minori vincoli nella progettazione.

Le nuove tecnologie, quali ad esempio la saldatura a raggio laser e ad attrito, e l'attuale stato tecnologico del processo di estrusione permettono di pensare alla costruzione di pannelli integrali in termini decisamente realistici e convenienti. In particolare una costruzione ibrida (in parte integrale e in parte giuntata) di un pannello per fusoliere (composto quindi da pelli, correnti e ordinate) può portare ad un risparmio di costi fino al 60% rispetto ad un pannello equivalente a costruzione tradizionale [3].

L'utilizzo della costruzione di tipo integrale dei pannelli richiede però considerazioni e scelte peculiari, in parte differenti rispetto a quelle adottate per i pannelli a costruzione tradizionale. Allo scopo di incrementare l'affidabilità strutturale dei pannelli integrali sono state intraprese due strade. La prima consiste nello sviluppo di nuove generazioni di materiali con proprietà di tenacità alla frattura superiori [4]. In particolare si è evidenziato che le tradizionali leghe di alluminio della serie 7xxx, pur avendo caratteristiche meccaniche generalmente elevate, presentano una forte riduzione della tenacità a basse temperature (tipiche dell'involuppo di volo di un aereo); per ovviare a tale inconveniente, particolarmente incisivo nei pannelli integrali, sono state considerate le leghe di alluminio della serie 2xxx, specialmente nella condizione T3, in quanto non risentono in modo sostanziale di questo problema.

L'altra strada che si sta percorrendo riguarda l'ottimizzazione progettuale (che naturalmente comprende anche la scelta di opportuni materiali) e tecnologica per la realizzazione efficiente dei componenti. In particolare, per quanto riguarda l'ottimizzazione strutturale, vi è la necessità di sviluppare metodi di calcolo e previsione di vita che permettano di simulare su elaboratore le diverse soluzioni possibili con un minimo dispendio di tempo e costi nella costruzione di prototipi.

A tale scopo, ovvero valutare e convalidare metodi analitici, è in corso di realizzazione una ricerca che coinvolge diversi gruppi di lavoro, finalizzata alla previsione della propagazione di cricche in strutture integrali. Il lavoro raccolto in questo articolo contiene i primi risultati ottenuti in tale ricerca, denominata *Analytical Round Robin on Crack Growth and Residual Strength Prediction in Integral Structures*, e proposta da ASTM Task Group E08.04.05. In particolare, nella prima fase della ricerca sono stati sviluppati modelli per la previsione analitico/numerica della propagazione di una cricca di dimensioni iniziali prestabilite, per tre diverse tipologie di pannelli integrali, con in aggiunta la stima della resistenza residua a rottura. In particolare, per quanto concerne la prima tipologia geometrica di pannello, all'inizio della ricerca sono state fornite le informazioni di base (geometria, materiale, condizioni di prova, ecc.) ma anche i risultati sperimentali di propagazione in modo da permettere la messa a punto di un metodo di previsione dedicato. Per le altre tipologie geometriche di pannelli, la previsione relativa all'avanzamento della cricca è stata realizzata senza possibilità di una verifica diretta della accuratezza della previsione. Successivamente al termine della prima fase della ricerca, i risultati della simulazione sono stati confrontati con i risultati sperimentali per verificare l'affidabilità dei modelli utilizzati.

## 2. IL METODO UTILIZZATO

Il metodo utilizzato per tutte le tipologie di pannelli consiste nel costruire, per ogni pannello, un opportuno modello agli elementi finiti, analizzato tramite il solutore ABAQUS 6.5, adatto alla valutazione dei parametri di progetto per l'approccio di meccanica della frattura. Il metodo seguito è ampiamente utilizzato in ambiente di ricerca ed in particolare da altri lavori degli stessi autori sempre nel campo dei pannelli per fusoliere aerospaziali e componenti aerospaziali in genere [1, 5, 6]. In

particolare, considerando le simmetrie di geometria e carico presenti, per le prime due tipologie è stato modellato solo un quarto di pannello, mentre per la terza tipologia la metà del pannello. Al fine di limitare la complessità computazionale e operativa del metodo di calcolo sono state fatte due importanti ipotesi semplificative:

- ✓ La cricca propaga in un piano, individuato dalla sezione del pannello su cui è stato ottenuto il danneggiamento artificiale. La propagazione è quindi ipotizzata in direzione perpendicolare a quella di applicazione del carico (modo I). Questa ipotesi è ragionevole considerando i dati di supporto emessi nella relazione di partenza del Round Robin.
- ✓ Il fronte della cricca è stato ipotizzato essere rettilineo e perpendicolare alla direzione di avanzamento, Figura 1. Considerando lo spessore non trascurabile dei pannelli, questa ipotesi non è verificata sperimentalmente, anche se nessun riscontro della forma del fronte di propagazione è stato fornito nella relazione di partenza del Round Robin.

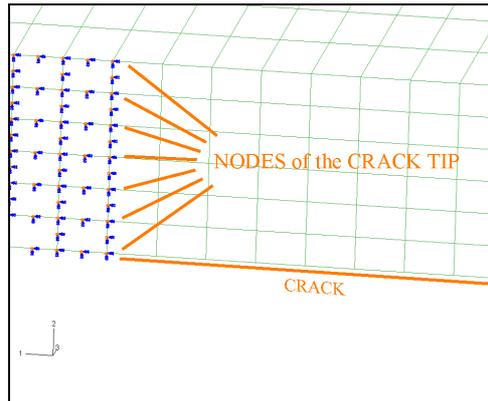


Fig. 1 – Il fronte rettilineo di propagazione della cricca

Considerando queste ipotesi, i modelli sono stati costruiti con elementi tetraedrici a 20 nodi con integrazione standard. Considerando le simmetrie con cui sono stati creati i modelli, l'avanzamento della cricca è stato simulato semplicemente rilasciando i vincoli di simmetria nella zona di propagazione e valutando il fattore di intensificazione degli sforzi  $K$  per ogni nodo dell'apice del fronte. Considerando lo spessore del pannello, l'ampiezza di propagazione e il carico applicato le ipotesi introdotte sono da considerarsi realistiche.

I valori ottenuti dal solutore per i parametri  $K_{II}$  e  $K_{III}$  mostrano come questi ultimi siano prossimi a 0 e quindi la cricca, con le ipotesi precedentemente illustrate, presenti un percorso di propagazione principalmente in modo I. Per quanto riguarda i valori di  $K_I$  ottenuti lungo il fronte della cricca, che presentano una limitata variabilità in particolare in corrispondenza delle estremità del fronte, sono stati trattati in modo da ricavare un valore medio del fattore  $K$ , trascurando nella valutazione del valore medio i valori ricavati ai bordi estremi del fronte.

Considerando inoltre la natura lineare del modello, per ogni lunghezza di cricca analizzata è stato applicato un unico carico di riferimento; il valore di  $K$  trovato è stato successivamente scalato in maniera opportuna per tener conto del carico massimo di prova e del rapporto di carico utilizzato in modo da ricavare la variazione del fattore di intensità degli sforzi  $\Delta K$  per i carichi contingenti.

Considerato che l'obiettivo della ricerca era la valutazione del numero di cicli per cui si raggiunge una lunghezza di cricca assegnata, è stato necessario procedere a passi discreti. In particolare per tutti i pannelli è stato seguito il seguente procedimento:

- ✓ La legge di propagazione del materiale fornita  $\Delta K - da/dN$ , è stata approssimata, con il metodo dei minimi quadrati, con una retta in un piano bilogarithmico nel tratto di interesse (modello lineare di Paris).
- ✓ Il calcolo del fattore  $K$  nel modello FE non è stato ovviamente impostato in forma continua ma sempre con passi discreti. Con tale logica operativa, dovendo costruire un modello dedicato per ogni passo di avanzamento della cricca analizzato, si è cercato di ridurre il numero di modelli da costruire ed elaborare infittendo i passi di calcolo in prossimità di zone con probabile variazione delle velocità di propagazione (ad es. la zona in prossimità dei correnti). I valori del fattore  $K$  in funzione della lunghezza di cricca sono stati quindi approssimati con una equazione lineare continua a tratti, in modo da ottenere per interpolazione l'andamento del fattore  $K$  per ogni condizione di lunghezza di cricca.
- ✓ È stato quindi fissato un passo di integrazione opportuno pari a 1 mm e si è provveduto ad una integrazione numerica del numero di cicli accumulati in funzione della lunghezza di cricca; in particolare, per ogni passo di integrazione, e quindi per avanzamenti discreti del fronte di

cricca, si è provveduto a calcolare la variazione  $\Delta K$  ottenuta dal modello FE (spezzata) e da tale valore si è ottenuto il valore di propagazione  $da/dN$ , e infine il numero di cicli per il passo discreto di avanzamento  $da=1$  mm. La sommatoria dei numeri di cicli per tutta la lunghezza di cricca interessata ha permesso di ottenere il numero di cicli per cui la cricca ha raggiunto la lunghezza finale prevista.

## 2.1 Il pannello di tipologia 1

Il pannello 1, Figura 2, è ottenuto da lavorazione a macchina di un pieno di lega di alluminio Al 2024 T351 di spessore iniziale 38,1 mm e dimensioni 508 mm x 1270 mm. La lunghezza iniziale di cricca,  $2a$ , in posizione simmetrica sul corrente centrale, è pari a 127 mm e la lunghezza finale è posta al valore 293,4 mm. La cricca interessa quindi il corrente centrale e nella massima estensione arriva in prossimità dei due correnti laterali. Il pannello è stato sottoposto ad un carico assiale in modo da ottenere uno sforzo massimo nominale pari a 41,4 MPa con un rapporto di carico uguale a  $R=0,1$ . La propagazione ha interessato la zona di pannello compresa tra il corrente centrale e i due correnti adiacenti; per tale motivo, considerando l'uniformità delle sezioni interessate e considerando anche i risultati ottenuti (ben orientati su di una retta interpolante), il calcolo del fattore  $K$  è stato limitato a tre soli valori: i due estremi ( $a = 63,5$  mm e 144,1 mm) e uno centrale ( $a = 96,8$  mm), Figura 3. I valori  $\cos$  ottenuti sono stati interpolati appunto con un a funzione lineare continua e confrontati, insieme ai dati sperimentali di propagazione, con la legge del materiale, ottenendo una buona concordanza, Figura 4. In Figura 5 sono riportate le curve di previsione ottenute dai tre partecipanti che hanno realizzato l'intero set di previsioni considerato nella ricerca e la curva sperimentale. In particolare, la curva di previsione riferita al lavoro qui descritto è contrassegnata con la denominazione "participant A".

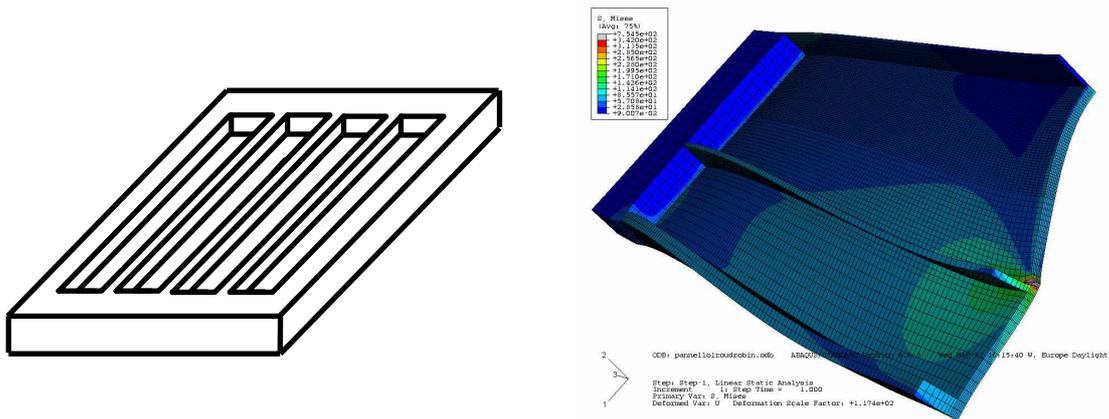


Fig. 2 – Il pannello 1, modello geometrico (non in scala) e modello FE

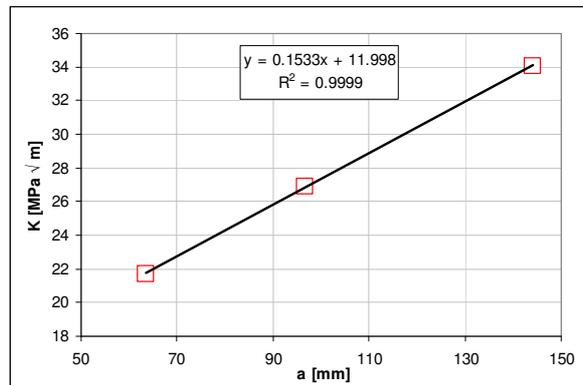


Fig. 3 – Il fattore di intensificazione degli sforzi  $K$  al variare della lunghezza di cricca, pannello 1

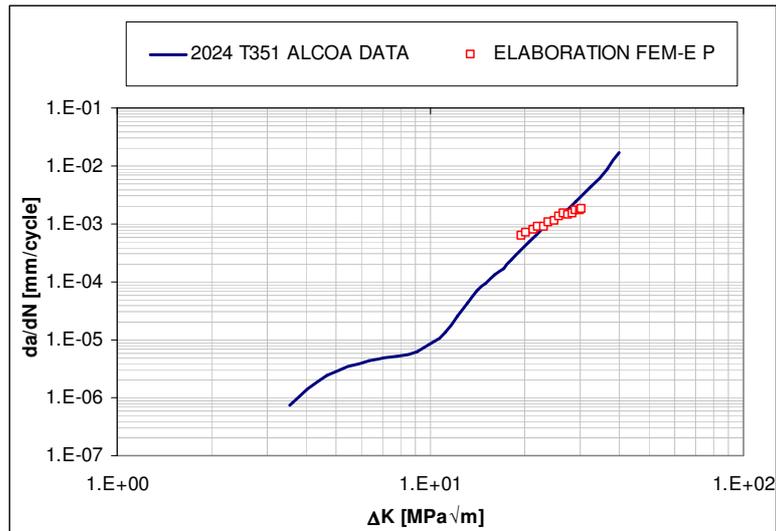


Fig. 4 – La comparazione tra la legge di propagazione del materiale e i dati ottenuti unendo i risultati delle prove sperimentali e del modello numerico

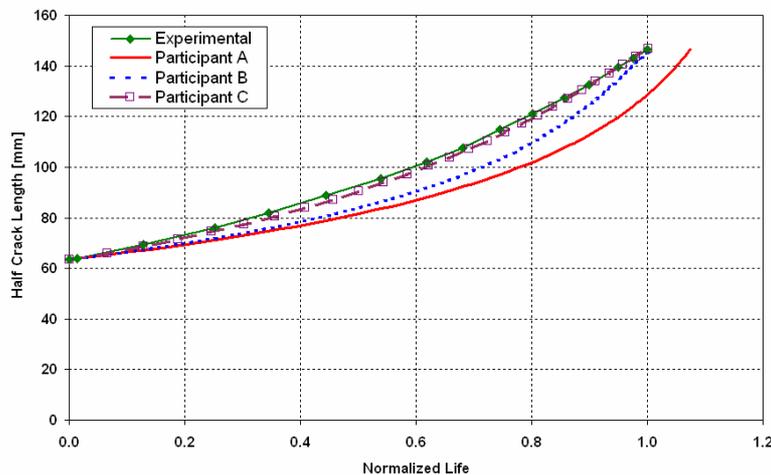


Fig. 5 – La comparazione dei risultati di avanzamento ottenuti dai tre partecipanti con i dati sperimentali, pannello 1

E' importante sottolineare che l'obiettivo di questa prima fase della ricerca è stato quello di mettere a punto un sistema di previsione semplice, affidabile e utilizzabile anche con le altre tipologie di pannelli integrali. Si è quindi deciso di non introdurre fattori correttivi per migliorare la bontà della previsione, in quanto la metodologia utilizzata è stata giudicata complessivamente realistica e affidabile.

## 2.2 Il pannello 2

Il pannello 2, Figura 2, è ottenuto da lavorazione per asportazione di truciolo di una lastra di Al 2027-T351 di dimensioni 490 mm x 1000 mm e spessore 40,64 mm. La simulazione della propagazione di cricca sul pannello 2 è decisamente più complessa rispetto al pannello 1, in quanto l'avanzamento della cricca viene rallentato dal passaggio in prossimità dei due correnti, Figura 6.

La prova sperimentale e la simulazione numerica sono state realizzate in corrispondenza di una lunghezza di cricca,  $2a$ , pari a 50 mm, fino ad arrivare a 260 mm, con una massima sollecitazione nominale di 69,4 MPa e un rapporto di carico pari a  $R=0,1$ . Sono stati quindi valutati numericamente i parametri di propagazione con maggiore infittimento in prossimità dei correnti. I valori ottenuti sono poi stati interpolati con funzioni lineari a tratti.

La previsione ottenuta con le simulazioni numeriche comparata con i risultati sperimentali, mostra una buona accuratezza, come evidenziato in Figura 8 (partecipant A).

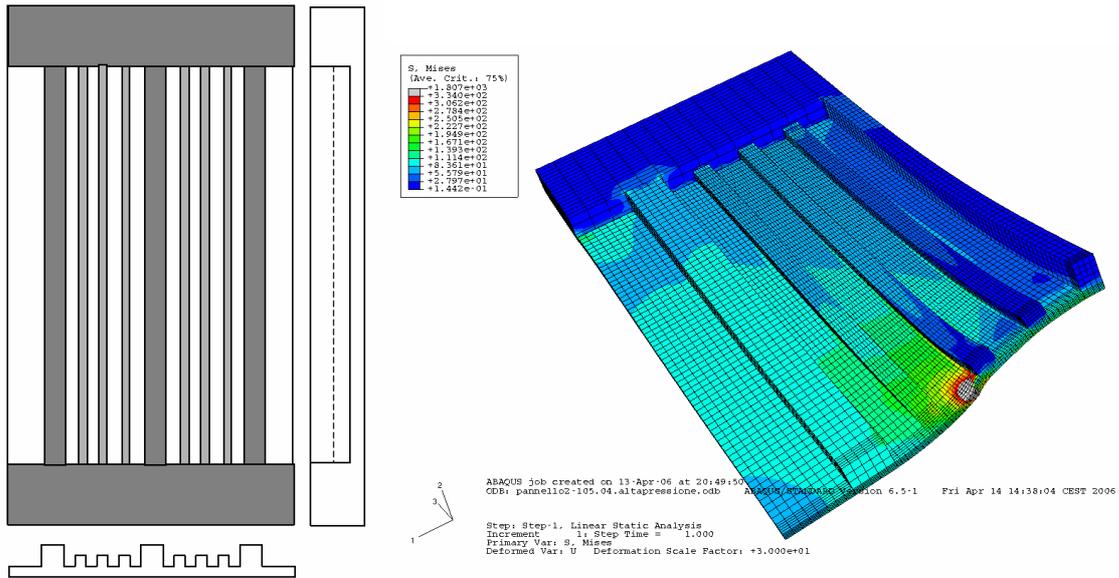


Fig. 6 – Il pannello 2, modello geometrico e modello FE

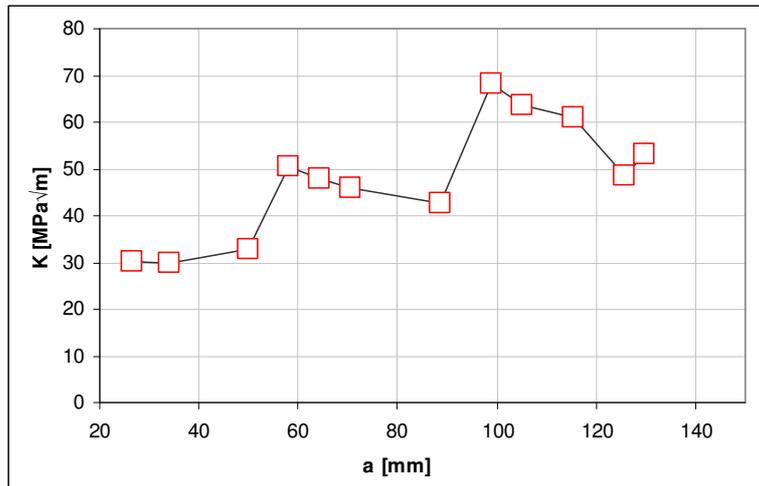


Fig. 7 – Il fattore di intensificazione degli sforzi durante la propagazione, pannello 2

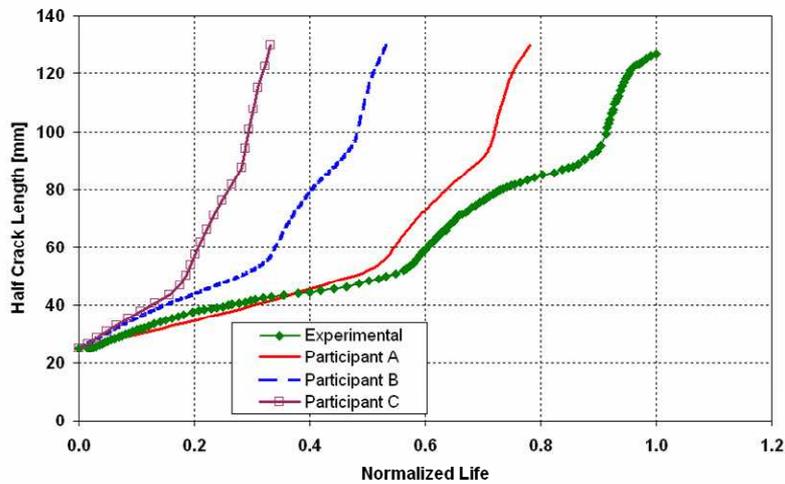


Fig. 8 – Confronto dei risultati di propagazione ottenuti con le simulazioni numeriche e con le prove sperimentali, pannello 2

### 2.3 Il pannello 3

Il pannello 3, Figura 9, è ottenuto da lavorazione per asportazione di truciolo di una lastra di Al 1161T con dimensioni 1030 mm x 1200 mm e spessore superiore a 60 mm.

L'analisi della propagazione del pannello presenta delle complicazioni ulteriori dovute alla presenza di correnti di forma complessa. Data la non simmetria della forma dei correnti rispetto all'asse mediano del pannello, si è resa necessaria la costruzione di un modello di metà pannello.

La prova sperimentale e la simulazione numerica sono state effettuate per una lunghezza di cricca, 2a, pari inizialmente a 63,5 mm, fino ad arrivare a 342,9 mm, con una massima sollecitazione nominale di 103,4 MPa e un rapporto di carico  $R=0,08$  (Figura 10). Non è stata analizzata in dettaglio la propagazione durante il passaggio della cricca attraverso i correnti, e ciò ha portato ad una previsione globalmente ragionevole ma sicuramente sovrastimata, non avendo tenuto in considerazione completamente l'effetto di rallentamento dovuto alla presenza di correnti, Figura 11.

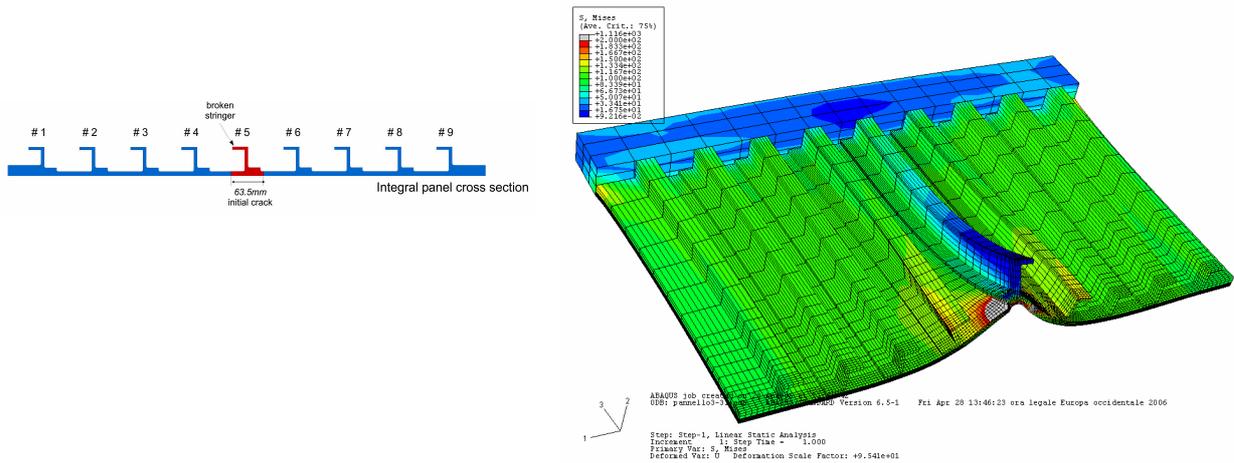


Fig. 9 – Il pannello 3, modello geometrico e modello FE

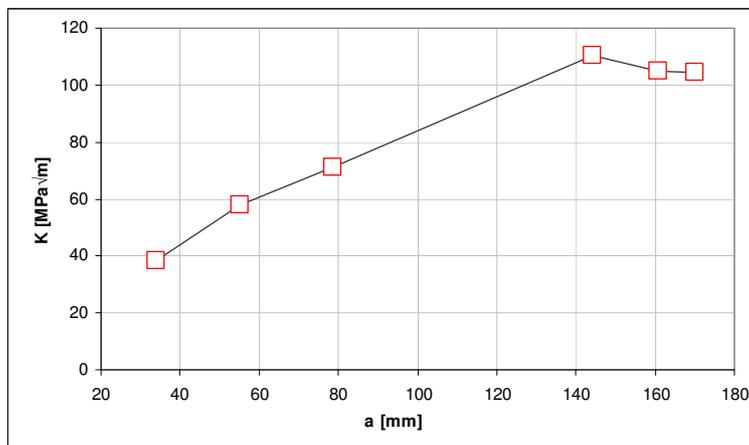


Fig. 10 – Il fattore di intensificazione degli sforzi durante la propagazione, pannello 3

### 3. CONCLUSIONI

I componenti a struttura integrale rappresentano un'interessante e attuale opportunità particolarmente adatta all'ottimizzazione di strutture aerospaziali, soprattutto per quanto concerne i pesi e i costi complessivi. Purtroppo tali strutture, in confronto con le strutture tradizionali a componenti assemblati, presentano intrinsecamente alcune limitazioni di applicabilità, per quanto riguarda il comportamento damage tolerance.

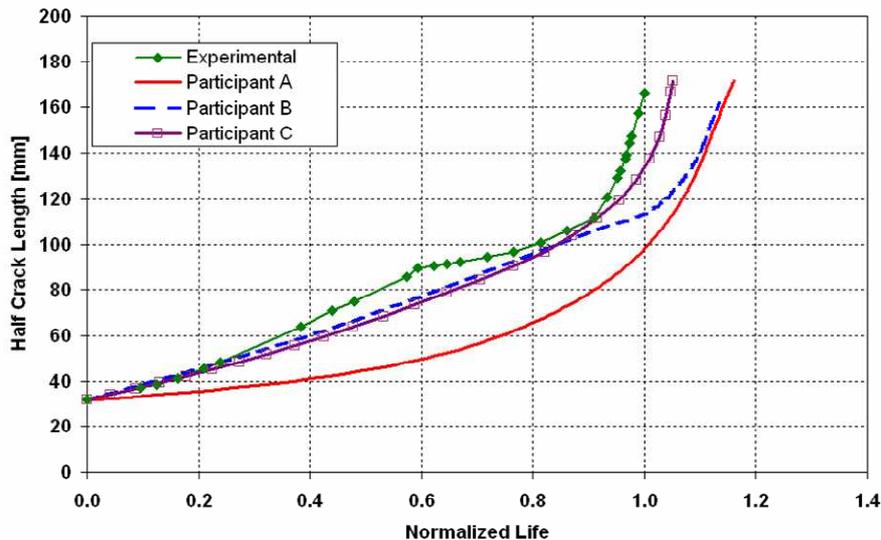


Fig. 11 – Le previsioni di vita ottenute dai tre partecipanti al Round Robin confrontate con i dati sperimentali, pannello 3

Per tale motivo è necessario mettere a punto modelli numerici convalidati che permettano, con un limitato dispendio di tempi e risorse, di prevedere il comportamento di tali pannelli in modo da poterne ottimizzare la progettazione. Scopo di questo lavoro, che si è articolato in accordo con “*Analytical Round Robin on Crack Growth and Residual Strength Prediction in Integral Structures*” proposto da ASTM Task Group E08.04.05, è stato proprio il confronto di diversi approcci alla previsione di propagazione di cricche al fine di valutarne l’attendibilità globale. La previsione è stata fatta da diversi partecipanti, senza la conoscenza preventiva dei dati sperimentali (per i pannelli 2 e 3). In particolare, in questo lavoro è stato descritto in pieno dettaglio il metodo seguito dagli autori (participant A), che ha portato a risultati particolarmente vicini ai risultati sperimentali.

A prescindere da questo risultato particolare, è sicuramente interessante notare come i risultati numerici siano anche notevolmente discordanti da quelli sperimentali (ad esempio per il pannello 2). I modelli numerici per la propagazione rappresentano quindi uno strumento che può essere estremamente vantaggioso ma che non è ancora arrivato ad un livello di maturità tale da poter essere utilizzato come principale linea guida nella progettazione. Le prove sperimentali, e quindi la costruzione di provini e la loro sperimentazione, costituiscono ancora l’approccio più sicuro e affidabile anche se molto dispendioso in termini di costi e tempi. L’unione dei due approcci, sperimentale e numerico, può però permettere, attualmente, di sviluppare una conoscenza sul fenomeno di elevata affidabilità che costituisce sicuramente un ottimo punto di partenza sui futuri metodi di progettazione.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Giglio M, Manes A. Crack propagation on helicopter panel: Experimental test and analysis. Engng Fract Mech. 2007; article in press.
- [2] Vlieger H. Residual strength of cracked stiffened panels. Engng Fract Mech. 1973; 5: 447–478.
- [3] Pettit R. G, Wang J, Toh C. Validate feasibility study of integrally stiffened metallic fuselage panels for reducing manufacturing costs. NASA/CR 2000 209342.
- [4] V. Der Veen S, Eherstrom J C, Muzzolini R. Monolithic airframe structure: materials and methods for reduced cost, reduced weight and improved damage tolerance. Proc. 44th AIAA Materials and Structures Conference, paper AIAA-2003-1457
- [5] Colombo D, Giglio M, Manes A. 3D fatigue crack propagation analysis of a helicopter component. Int. J. Materials and Product Technology. 2007;30: 107-123
- [6] Giglio M, Manes A. Studio sulla propagazione di cricche in pannelli sandwich (Al Nomex). Proc. AIAS IV. 2005