

ANALISI DEL COMPORTAMENTO DAMAGE TOLERANT DI UN PANNELLO SANDWICH

M. Giglio, A. Manes

^a *Dipartimento di Meccanica, Politecnico di Milano, Via la Masa 34 - 20156 Milano, e-mail: marco.giglio@polimi.it, andrea.manes@polimi.it*

SOMMARIO

In questo lavoro è stato analizzato il comportamento *damage tolerant* di un pannello a costruzione sandwich utilizzato in fusoliere aeronautiche, attraverso un duplice approccio, sperimentale e numerico. Il pannello, soggetto ad un carico a fatica pulsante di puro taglio, è stato sottoposto al carico di prova dopo che un danneggiamento artificiale è stato creato al centro di una pelle. Il successivo avanzamento della cricca, originata dal danneggiamento, è stato seguito e monitorato attraverso una strumentazione dedicata al fine di valutarne la velocità di propagazione. Due modelli ad elementi finiti sono stati costruiti per analizzare i parametri di meccanica della frattura (SIF) durante la propagazione e confrontarli con la legge di propagazione del materiale (NASGRO). In particolare i due modelli FE seguono due approcci diversi. Nel primo approccio, si utilizza un modello 3D che riproduce con elevato dettaglio la complessità costruttiva del pannello, con successiva analisi realizzata con un solutore commerciale di largo utilizzo, ABAQUS; la propagazione della cricca è stata simulata passo dopo passo utilizzando anche la tecnica della sottomodellazione. Il secondo approccio FE utilizza un programma commerciale specifico per la propagazione di cricche (FRANC2D), che richiede però un modello bidimensionale; la propagazione della cricca e la creazione del modello aggiornato sono state in questo caso gestite automaticamente dal programma, con notevole riduzione dei tempi di calcolo complessivi. La comparazione dei dati sperimentali uniti ai risultati FEM con il comportamento alla propagazione del materiale mostra una buona concordanza dello schema utilizzato per entrambi i modelli, in particolar modo per il modello 3D che riesce a schematizzare in forma esaustiva le caratteristiche peculiari del pannello sandwich.

ABSTRACT

In this work the damage tolerant behaviour of a sandwich panel for aerospace frame has been analyzed with experimental and numerical approach. The panel specimen has been tested with a pure shear pulsating load but before an artificial damage has been created in the centre of a skin. The crack propagation has been monitored with a dedicated instrumentation. Two Finite Element models have been created to analyze the crack propagation parameter (SIF) during the crack growth and subsequently the data have been compared with a material crack propagation model (NASGRO). The two models follow different approaches. The first one is a complete 3D model that reproduces the panel with full detail. The analysis has been performed with commercial software (ABAQUS); moreover the crack propagation has been simulated with the submodelling technique. The second finite element model uses specific software to model the crack propagation (FRANC2D) but needs a 2D model. The software automatically manages the crack growth and its parameter. The comparison of the experimental and FEM data with the material behaviour shows a good agreement for both the models but in particular for the 3D model that is able to describe the advantage of the technologic properties of the sandwich panel.

1. INTRODUZIONE

L'utilizzo dei materiali compositi ha subito negli ultimi anni un notevole incremento, principalmente nel settore del trasporto, dove le esigenze di riduzione di peso, correlate ad elevate prestazioni in termini di rigidità e resistenza, sono essenziali. In particolare, una notevole diffusione dei materiali compositi si è avuta nel settore aerospaziale, dove l'ottimizzazione strutturale incide direttamente sulle prestazioni e sulle capacità di carico delle macchine [1-3].

Attualmente la classica costruzione metallica in alluminio a guscio e a semiguscio, tipica delle strutture aeronautiche, è affiancata da strutture simili ma facenti largo uso di materiali avanzati quali appunto i materiali compositi e sandwich. Il grande vantaggio di queste soluzioni è la possibilità di essere adattati, caso per caso, alle esigenze specifiche. In particolare la scelta dei pannelli sandwich permette di avere un'elevata resistenza ai carichi membranali, pur garantendo un'accettabile rigidità flessionale e stabilità a compressione con un ridottissimo aumento di peso.

Il concetto di costruzione a sandwich in ogni modo è tutt'altro che innovativo, ma la limitata conoscenza delle proprietà meccaniche ha limitato l'uso di questa tipologia costruttiva ad applicazioni non direttamente strutturali. I materiali avanzati, come ad esempio le strutture sandwich, presentano, infatti, proprietà meccaniche fortemente dipendenti dalle caratteristiche tecnologiche di assemblaggio dei vari elementi. Il pannello preso in esame in questo lavoro è costituito nella sua parte centrale da tre strati, due pelli esterne in alluminio e un cuore centrale in Nomex®, Figura 1.

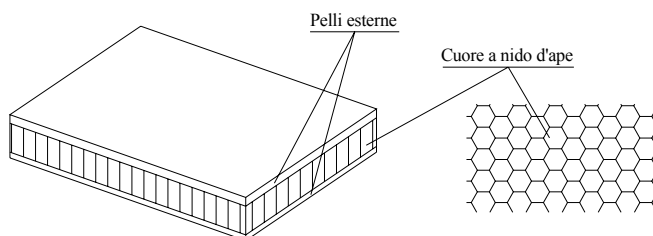


Fig. 1 – Struttura sandwich del pannello di prova

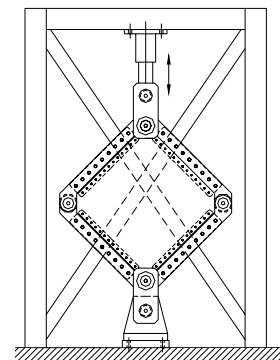


Fig. 2 – Il pannello montato sulla struttura di prova

L'approccio *damage tolerant* di una tale struttura diviene quindi complicato per la presenza di materiali diversi e di due pelli indipendenti [4]. È quindi evidente come non solo le prove sperimentali rivestano un'importanza fondamentale nella caratterizzazione e nella successiva certificazione di questi componenti ma come queste debbano essere eseguite non solo su provini di materiale ma anche e soprattutto su componenti "full scale" [5, 6]. Per questo motivo la caratterizzazione *damage tolerant* del pannello sandwich è stata effettuata su provini rappresentativi dei componenti strutturali effettivamente utilizzati; queste prove inoltre fanno parte di una più vasta campagna di prove per la certificazione del comportamento a fatica [7].

In particolare il seguente lavoro descrive la prova sperimentale effettuata su di un pannello, della serie testata a propagazione, su cui è stato creato artificialmente un danneggiamento acuto e sottoposto poi ad un carico di fatica pulsante. La propagazione della cricca dai due apici è stata monitorata con l'utilizzo di una strumentazione specifica.

Parallelamente alle prove sperimentali sono stati sviluppati alcuni modelli ad elementi finiti, con differenti approcci e complessità, per verificare la possibilità di estendere anche alle strutture sandwich il classico approccio di previsione dell'avanzamento di cricche con l'utilizzo della simulazione numerica, attualmente consolidato per le strutture interamente metalliche.

Il metodo degli elementi finiti, infatti, è un approccio molto potente e versatile, che ha subito negli ultimi decenni un notevole sviluppo [8]; allo stato attuale delle conoscenze permette di ottenere risultati affidabili anche nella progettazione a fatica e *damage tolerant* [9] attraverso l'utilizzo dei principi di meccanica della frattura.

In questo lavoro sono state realizzate due tipologie di modelli FE. Un primo modello, tridimensionale, è stato realizzato per essere processato con un solutore commerciale, ABAQUS, e utilizza le metodologie classiche di modellazione finalizzate alla definizione dei parametri di meccanica della frattura [10]. Questo modello riproduce in maniera completa e con ottima approssimazione la geometria del provino, i carichi e i vincoli, nonché tutte le proprietà dei materiali usati. La

propagazione della cricca è stata modellata manualmente, passo dopo passo, utilizzando la tecnica della sottomodellazione per migliorare la precisione dei risultati evitando inutili complessità numeriche. Un secondo modello è stato costruito utilizzando un software specifico, FRANC2D [11], adatto in particolare per la modellazione e la risoluzione di modelli bidimensionali con la presenza di cricche al loro interno. E' stato quindi necessario introdurre opportune semplificazioni nella schematizzazione del pannello sandwich, soprattutto nella parte centrale, interessata dalla propagazione del difetto; in tale zona è stata modellata una sola pelle applicando opportune condizioni di carico. Il programma permette quindi di seguire la propagazione della cricca con avanzamento automatico e ricreazione della mesh, valutando conseguentemente i parametri di meccanica della frattura.

I risultati ottenuti dalla prova sperimentale, insieme con i risultati FEM, sono stati comparati con i dati riguardanti il comportamento alla propagazione del materiale delle pelli (AI 2024), elaborati attraverso la relazione empirica del programma NASGRO [12].

2. DESCRIZIONE DEL PROVINO E DELL'ATTREZZATURA DI PROVA

Il pannello di prova (dimensioni 620x620), rappresentato in Figura 2 montato sulla struttura di servizio, è rappresentativo del componente reale montato sulla fusoliera di un elicottero attualmente in produzione. Esso è stato costruito in modo tale da permettere l'uso di una cornice a taglio per l'applicazione del carico. La costruzione del pannello è realizzata dall'unione di due parti differenti. La parte centrale, costituita dalla struttura sandwich in esame, è composta da due pelli (o rivestimenti) in alluminio con un cuore di nido d'ape a base di Nomex® (composto da fogli di fibre aramidiche), incollati tra loro. In particolare lo spessore delle pelli di alluminio è fortemente ottimizzato per i carichi agenti ed è inferiore a 0,5mm per entrambe le pelli.

La parte periferica del pannello è invece più complessa, e prevede alcuni rinforzi in fibra di vetro e alluminio per permettere l'applicazione del carico attraverso la giunzione bullonata che connette il pannello con la cornice di acciaio (costituita in sostanza da un quadrilatero articolato). Grande attenzione è stata posta al vincolo del pannello con la cornice e all'applicazione del carico sulla medesima attraverso una struttura di servizio, al fine di applicare un corretto carico di puro taglio ed evitare rotture ai bordi del pannello [7].

In Figura 2 è schematizzata la struttura di prova dove è possibile notare come la soluzione adottata permetta di applicare sul pannello un carico di puro taglio utilizzando un solo attuatore.

3. STRUMENTAZIONE DEL PROVINO E RISULTATI DELLA PROVA

Durante precedenti prove di fatica [7], i pannelli sono stati strumentati con rosette estensimetriche e estensimetri elettrici per monitorare lo stato di deformazione del pannello, in modo particolare nella parte centrale; i risultati ottenuti sono stati utilizzati per validare i modelli FE e per le successive elaborazioni.

Nelle prove a propagazione invece, nella parte centrale della pelle inferiore è stato creato un danneggiamento acuto artificiale con dimensione iniziale $2a = 15\text{mm}$, con orientamento in direzione trasversale rispetto alla direzione di applicazione del carico. Agli apici della cricca sono stati posti due Crack Propagation Gauges (CPG), che hanno permesso di monitorare, in modo automatico, l'avanzamento della cricca in funzione dei cicli di applicazione del carico, Figura 3; in particolare, la distanza tra ogni filo è di 2mm e la lunghezza di cricca a misurata in corrispondenza del primo filamento del CPG è di 22mm. Tale strumentazione è stata utilizzata nella prima parte della propagazione della cricca, ottenendo risultati frequenti e precisi relativi all'avanzamento della cricca.

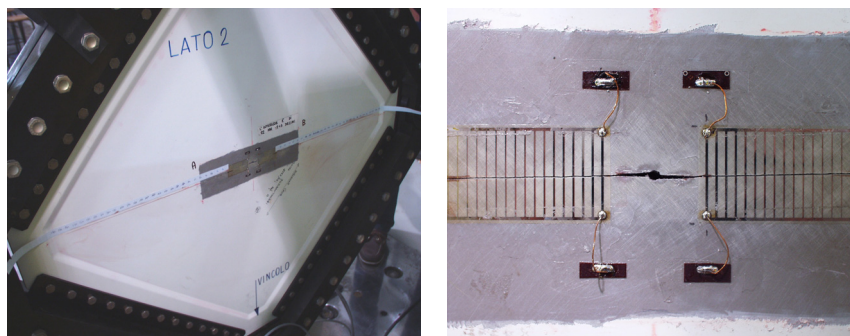


Fig. 3 – I CPG e la cricca propagata

In seguito alla rottura completa delle griglie dei CPG, di lunghezza singola totale 40mm, si è monitorato la cricca attraverso rilevazioni ottiche supportate dall'uso di carta millimetrata fissata sul

pannello. Visto l'ordine di grandezza della cricca misurata con questo sistema, decine e centinaia di mm, l'errore che si può commettere (max $\pm 0,5\text{mm}$) è accettabile.

La prova è stata condotta presso il laboratorio C4 del Dipartimento di Meccanica del Politecnico di Milano. Sottoposta al carico di prova (variabile tra 2250N e 45000N), la cricca artificialmente realizzata ha iniziato a propagare attraverso i CPG (rottura primo filamento) a 90840 cicli e ha proseguito con andamento sostanzialmente simmetrico rompendo in successione da entrambi i lati i filamenti dei CPG. Dopo 271200 cicli totali la cricca ha rotto completamente i due CPG. Successivamente ha proseguito la sua propagazione, monitorata attraverso rilevazioni visive, fino ad arrivare all'estremità del pannello, in corrispondenza degli ispessimenti in fibra di vetro, dove si è verificato un rallentamento della propagazione stessa. Nessuna altra cricca di fatica è stata rilevata in altre zone del pannello. In Figura 4 è riportata la lunghezza della cricca misurata in funzione del numero di cicli.

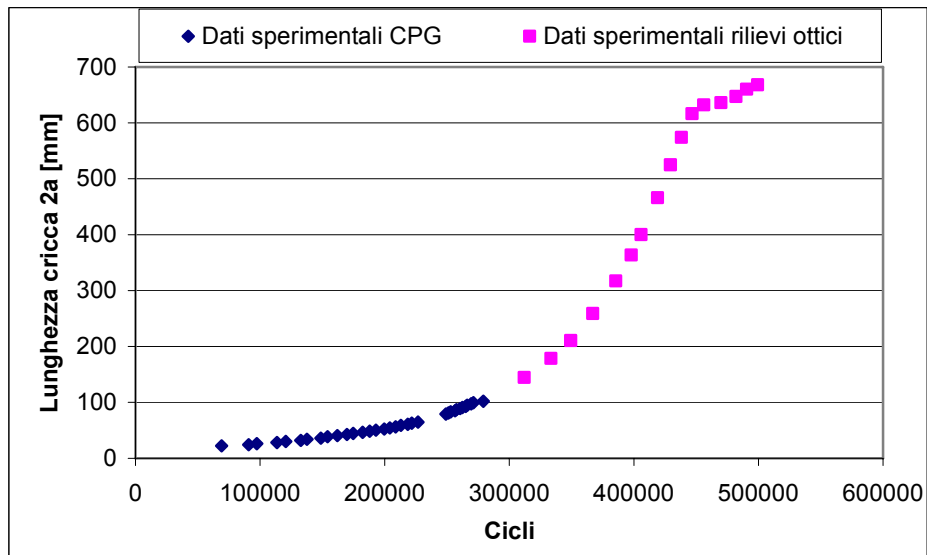


Fig. 4 – Lunghezza della cricca in funzione del numero di cicli

4. MODELLO FE 3D (ABAQUS)

A causa delle simmetrie presenti, è stato possibile costruire un modello di un quarto del pannello, con le opportune condizioni di carico e vincolo; tutti i componenti del pannello sono stati modellati con le relative proprietà.

Il pannello è stato modellato con il pre-processor MSC/PATRAN 2004 usando elementi lastra, solidi ed elementi trave.

I materiali utilizzati hanno le seguenti caratteristiche:

- **Alluminio:** la lega di alluminio 2024-T3 è una lega molto utilizzata e studiata le cui caratteristiche meccaniche sono note. La lega 2024 è utilizzata per le due pelli e per il rinforzo (doubler) inferiore. In particolare è stato utilizzato uno schema di modellazione per le pelli con elementi di tipo composito laminato per tenere in considerazione lo strato di colla utilizzato per la giunzione con il nido d'ape. Le caratteristiche della colla sono state ricavate dai cataloghi forniti dal costruttore del nido d'ape (Hexcel Composite) che suggerisce di considerare la colla come un materiale isotropo omogeneo, Tabella 1.

Tab. 1 - Caratteristiche elastiche equivalenti della colla

Modulo di elasticità [MPa]	8000
Modulo di Poisson	0.35

- **Nido d'ape:** il riempitivo interno utilizzato presenta la sigla commerciale HRH 10-3/16-2.0; è costruito in fogli di fibra aramidica, con nome commerciale Nomex®. Le proprietà meccaniche, dipendenti dalla direzione di applicazione del carico, sono riportate in Tabella 2. Nel modello ad elementi finiti il nido d'ape è stato modellato come un materiale ortotropo con un modulo tangenziale costante medio, Tabella 3.

Tabella 2: Proprietà meccaniche del nido d'ape

Honeycomb	Stabilized compressive modulus [MPa]	Plate shear "L" modulus [MPa]	Plate shear "W" modulus [MPa]	Density [Kg/m ³]
HRH 10-3/16-2.0	75.9	29.7	15.5	32

Tabella 3: Proprietà meccaniche del nido d'ape inserite nel modello FE

E_x [MPa]	E_y [MPa]	E_z [MPa]	ν_{xy}	ν_{xz}	ν_{yz}	G_{xy} [MPa]	G_{xz} [MPa]	G_{yz} [MPa]
0.01~0	0.01~0	75.89	0.01	0.01	0.01	22.5	22.5	22.5

- *Fibra di vetro*: I rinforzi (pad) sono realizzati con fogli di fibra di vetro inseriti in una matrice di resina epossidica. Non essendo interessati alle sollecitazioni presenti in questa zona del pannello, sono state usate le proprietà di un materiale isotropo equivalente, Tabella 4.

Tabella 4: Proprietà meccaniche della fibra di vetro

E_x [GPa]	E_y [GPa]	E_z [GPa]	ν_{xy}	ν_{xz}	ν_{yz}	G_{xy} [GPa]	G_{xz} [GPa]	G_{yz} [GPa]
12.3	12.3	12.3	0.26	0.26	0.26	4.7	4.7	4.7

- *Acciaio*: Per il materiale della cornice sono stati usati valori delle caratteristiche meccaniche tipici dell'acciaio. La corretta modellazione geometrica di questo componente è molto importante poiché la cornice metallica è la struttura che permette di trasmettere al pannello un carico di puro taglio. Il pannello è stato vincolato alla cornice attraverso giunzioni bullonate modellate con elementi trave.

La dimensione della mesh è stata scelta in funzione del gradiente degli sforzi locali, più fitta quindi nelle zone di estremità (dove sono presenti elevati gradienti di sforzo), più rada al centro dove è presente una distribuzione di sforzi uniforme. E' stato verificato che un ulteriore infittimento della mesh del modello di pannello non criccato non provoca una variazione apprezzabile dei valori di sforzo.

4.1 Carico e condizioni di vincolo

Il modello realizzato, sfruttando le simmetrie presenti, è costituito da un quarto del pannello reale e le condizioni di vincolo imposte sono le condizioni stesse di simmetria. Sempre a causa della simmetria, il carico applicato è la metà del carico massimo realmente applicato sul pannello, 22.5 KN.

4.2 Il sottomodello

Al fine di valutare analiticamente i parametri di meccanica della frattura (SIF) col procedere della propagazione della cricca, è stato costruito un sottomodello infittendo la parte del pannello interessata dalla presenza della cricca: una porzione a forma di parallelogramma della zona centrale del pannello reale (angolo inferiore destro del modello globale), nel quale è presente la cricca di fatica, Figura 5. La sottomodellazione ha permesso di ottenere una mesh molto fitta nei punti di reale interesse senza appesantire l'analisi globale. I vincoli di simmetria utilizzati sono gli stessi del modello globale nelle zone esterne, mentre nei nodi interni si è applicato, attraverso le opzioni implementate nel codice commerciale, lo spostamento ottenuto dai nodi corrispondenti del modello globale.

4.3 Validazione del modello FE (ABAQUS)

I modelli FE sono stati processati col programma commerciale ABAQUS 6.5. I risultati del modello e del sottomodello senza cricca sono stati valutati attraverso la rappresentazione delle deformate, che sono compatibili con i vincoli, e tramite un confronto con i dati estensimetrici ricavati dai pannelli geometricamente simili utilizzati nella precedente sperimentazione [7].

In Tabella 5 sono riportati i valori ottenuti dai dati sperimentali e quelli ottenuti dal modello globale e dal sottomodello agli elementi finiti, che mostrano una buona concordanza per entrambe le pelli, soprattutto per quanto riguarda lo sforzo principale massimo.

Tabella 5: Comparazione degli sforzi principali al centro del pannello

		Valori ottenuti da dati sperimentali	3D FE Modello globale (ABAQUS)	3D FE Sottomodello (ABAQUS)	2D FE (FRANC2D)
Pelle inferiore	σ_1 [MPa]	58.5	59.6	60.0	58.5
	σ_{III} [MPa]	-72.0	-67.3	-68.1	-55.9
Pelle superiore	σ_1 [MPa]	63.0	65.8	65.2	-
	σ_{III} [MPa]	-54.0	-60.2	-60.0	-

4.4 Simulazione della propagazione della cricca

L'avanzamento della cricca è stato simulato, grazie alla costruzione simmetrica del modello ed alla posizione della cricca, semplicemente rilasciando i vincoli di simmetria sulla pelle inferiore, partendo

dal centro ed avanzando in direzione del bordo. Considerate le condizioni di simmetria e il carico applicato al pannello, la cricca è sollecitata secondo il modo d'apertura I. Inoltre, considerato il ridotto spessore delle pelli, lo stato di sforzo presente è sostanzialmente di sforzo piano.

Per le successive valutazioni sono stati applicati i concetti propri della meccanica della frattura lineare elastica (MFLE), dopo aver verificato la sussistenza delle ipotesi fondamentali (sforzo nominale lontano dallo sforzo di snervamento, zona plastica di dimensione ridotta).

Partendo dal modello globale, è stato quindi simulato l'avanzamento della cricca rilasciando progressivamente i nodi corrispondenti. In particolare dal solutore ABAQUS è stato ottenuto il valore del parametro J-Integral secondo il metodo di estensione virtuale della cricca o di Rice, calcolato lungo diversi percorsi di integrazione attorno all'apice della cricca stessa; da tale valore è stato poi ricavato il valore del fattore di intensità degli sforzi K_I .

Nella Figura 6 è riportata la deformata del sottomodello per una lunghezza di cricca di 108mm. L'elevata deformazione degli elementi posti al di sotto della cricca, i quali simulano il nido d'ape in Nomex®, è dovuta alle scarse proprietà meccaniche del medesimo; è stato anche simulato il rilascio dei vincoli di simmetria anche del tratto di nido d'ape interessato dalla propagazione (rottura del Nomex), verificando la scarsa influenza di tale scelta sui parametri di propagazione.

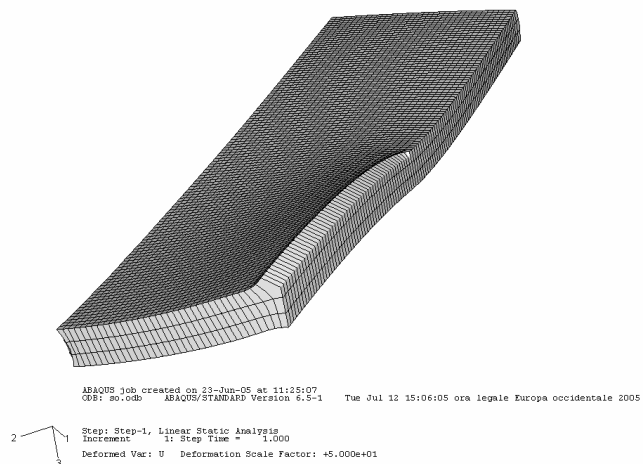
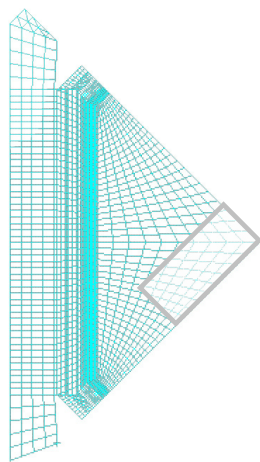


Fig. 5 – Il modello globale FE con il sottomodello

Fig. 6 – Il sottomodello FE con la cricca propagata di 108mm (fattore di amplificazione della deformata 50)

5. MODELLO FE 2D (FRANC2D)

FRANC2D, FRActure ANalysis Code [11], è un simulatore per la propagazione di cricche per modelli piani e assialsimmetrici. E' basato sul metodo agli elementi finiti ed utilizza i criteri della meccanica della frattura per calcolare il parametro di intensificazione degli sforzi SIF.

La caratteristica interessante di questo programma è la capacità di ridefinire la mesh locale vicino all'apice della cricca in maniera automatica in funzione della modalità di propagazione scelta. Il programma FRANC2D è anche in grado di calcolare automaticamente la direzione di propagazione utilizzando teorie consolidate, lasciando all'utente la sola definizione della lunghezza di avanzamento per ogni passo.

Il pannello è stato modellato per intero utilizzando una geometria e una configurazione dei carichi e dei vincoli che approssimano la struttura reale il più fedelmente possibile, compatibilmente con le limitazioni dovute al carattere bidimensionale del modello. In particolare è stata costruita una riproduzione bidimensionale del pannello con lo stesso ingombro geometrico, e alle sue estremità sono stati posti dei triangoli rigidi che simulano la cornice di applicazione del carico. Il modello è stato diviso in sottoregioni per permettere una definizione della mesh differenziata, con infittimento nelle zone a maggior gradiente di sforzo, evidenziate dalle rilevazioni estensimetriche. Agli elementi costituenti il rivestimento sono state associate le proprietà già descritte per il modello ABAQUS per l'alluminio, mentre per gli elementi che schematizzano i bordi del pannello sono state applicate proprietà meccaniche equivalenti ottenute mediando opportunamente i valori reali. Per tutta la mesh realizzata sono stati scelti elementi shell quadratici a otto nodi, Figura 8.

Per quanto concerne i carichi, essi sono applicati ai vertici dei quattro triangoli che simulano la cornice. Essi sono applicati in direzione a 45° rispetto all'asse verticale del pannello e sono uguali in modulo al fine di riprodurre la reale applicazione del carico sul pannello. L'intensità dei carichi applicati è stata definita empiricamente attraverso un sistema iterativo al fine di ottenere nella zona centrale lo

stato di sollecitazione ricavato dai rilievi estensimetrici; in particolare il sistema di carico è stato ottimizzato in modo da riprodurre lo stesso sforzo principale massimo rilevato tramite le misure di prova (Tabella 5). I valori delle sollecitazioni presenti su tutta l'estensione della pelle, con andamento non uniforme in quanto sensibile agli effetti dovuti alle zone di estremità, risultano essere molto simili per entrambi i modelli costruiti (ABAQUS, FRANC2D). E' altresì importante sottolineare come il modello bidimensionale non riesca comunque a simulare perfettamente lo stato di vincolo reale dovuto al cinematicismo del quadrilatero deformabile cui è possibile approssimare la cornice, che è invece correttamente riprodotto dal modello 3D del solutore ABAQUS.

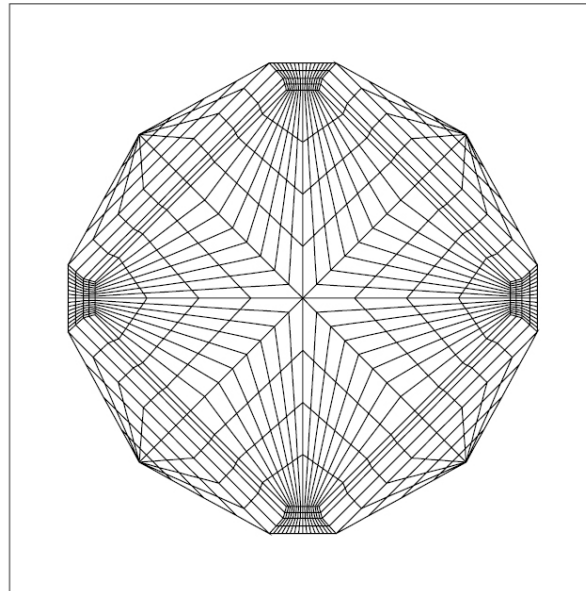


Fig. 8 – Il modello costruito con FRANC2D

Successivamente è stata inserita nel modello la cricca introducendo le due coordinate degli apici. Il programma FRANC2D automaticamente ricrea una mesh appropriata sul contorno della cricca e calcola lo SIF utilizzando il metodo del J-integral. La cricca è stata in seguito fatta propagare simmetricamente con passi di estensione assegnata e fissando la direzione di propagazione sulla base dei rilievi sperimentali. Per ogni passo il programma automaticamente aggiorna la mesh sul contorno della cricca e calcola lo SIF ad un apice.

6. COMPARAZIONE DEI MODELLI CON LE PROVE SPERIMENTALI E CONCLUSIONI

Parallelamente all'approccio numerico è stato sviluppato anche un semplice approccio analitico che permette di calcolare lo SIF di una lastra piana di dimensioni equivalenti, con una cricca centrale passante, quando sottoposta ad uno sforzo costante di sola trazione [13], da utilizzare come riferimento.

I risultati dei modelli FE (SIF), uniti ai dati sperimentali di avanzamento della cricca, sono stati inseriti all'interno della legge di propagazione del materiale, schematizzata per mezzo della relazione empirica di NASGRO [12], Figura 9.

La concordanza dei tre modelli (FE e analitico) nella prima parte della propagazione è molto buona. Successivamente è possibile notare come i dati ottenuti dai modelli FE, rispetto al semplice modello analitico, siano più vicini al comportamento del materiale utilizzato. In particolare il modello 3D costruito in ABAQUS descrive molto accuratamente la propagazione per tutta l'estensione modellata; tale risultato è probabilmente dovuto alla buona rappresentazione degli effetti tridimensionali dovuti alla presenza del materiale sandwich e delle reali condizioni di vincolo cinematico del pannello.

Si può inoltre rilevare che il modello FE 3D descrive correttamente le caratteristiche del materiale sandwich relativamente al comportamento *damage tolerant*, mostrando come la seconda pelle non interessata dalla cricca influisca positivamente nella risposta globale. A parità di lunghezza di cricca lo SIF del modello ABAQUS è correttamente inferiore a quello degli altri modelli, poiché il progressivo cedimento della pelle provoca un aumento di cedevolezza e una progressiva riduzione della quota di carico assorbita, che è trasferita sulla pelle integra.

La complessità delle strutture sandwich richiede quindi una accurata modellazione che includa tutti gli effetti tecnologici della struttura, considerando in modo opportuno l'aspetto forse più importante di tali

strutture al fine del comportamento *damage tolerant*, ossia la presenza di un percorso di carico alternativo nel pannello stesso in presenza di una cricca sul rivestimento.

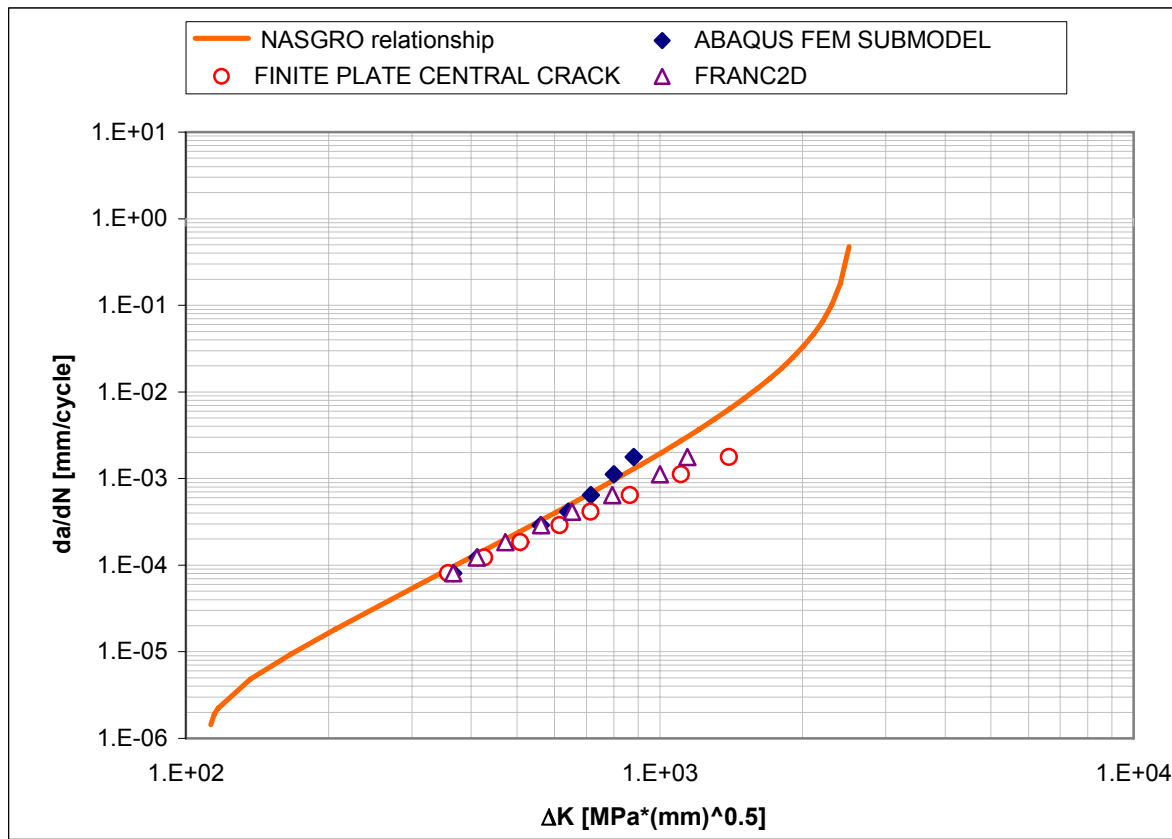


Fig. 9 – Confronto dei risultati FE-sperimentali col comportamento a propagazione del materiale

BIBLIOGRAFIA

- [1] Kollar, L., Springer, G., "Mechanics of composite structures", Cambridge University Press, 2003.
- [2] Paik, J., Thayamballi, A., Kim, G., "The strength characteristics of aluminum honeycomb sandwich panels", *Thin-Walled Structures*, Elsevier, Vol. 35, 1999, p. 205-231.
- [3] Burton, W, Noor, A., "Assessment of continuum models for sandwich panel honeycomb cores", *Comp. Methods Appl. Mech. Eng.*, Elsevier, Vol. 145, 1997, p. 341-360.
- [4] DOT/FAA/AR-99/49 "Review of Damage Tolerance for Composite Sandwich Airframe Structures", 1999.
- [5] Rouchon, J., "Certification of Large Airplane Composite Structures, recent progress and new trends in compliance philosophy", *7th ICAS Congress*, Stockholm, 1990, p. 1439-1447
- [6] Guzzetti, Castano "Static and Fatigue Substantiation of the EH-101 Composite Tail Unit", *50th Annual forum of AHS*, 1994, p. 971-984.
- [7] Giglio M., Manes A., Mariani U., and Vicario M., "Fatigue Behaviour of Al-Nomex Sandwich Panels" Proc. of ICAF 2005 – International Committee on Aeronautical Fatigue, Hamburg, Germany, 6-10 June 2005.
- [8] A.A. V.V., 'The prospects for finite element analysis methods for structural qualification', AGARD-R-736, 1986.
- [9] Colombo, D., Giglio, M., "A methodology for automatic crack propagation modelling in planar and shell FE models", *Engineering Fracture Mechanics*, Elsevier Applied Science, Vol. 73, No. 4, 2006, p. 490-504.
- [10] Hibbit, Karlsson & Sorensen., *ABAQUS User's Manual Version 6.3-1*, Pawtucket, 2002.
- [11] FRANC2D, *FRACTure ANALysis Code*, Cornell Fracture Group, Version 3.1, May 2004.
- [12] NASA Johnson Space Center, "Fatigue crack growth computer program NASGRO version 4.11 - Reference manual", Houston, Texas, 2004.
- [13] Murakami, Y., "Stress Intensity Factor Handbook", Vol. 1, Pergamon Press, 1986.