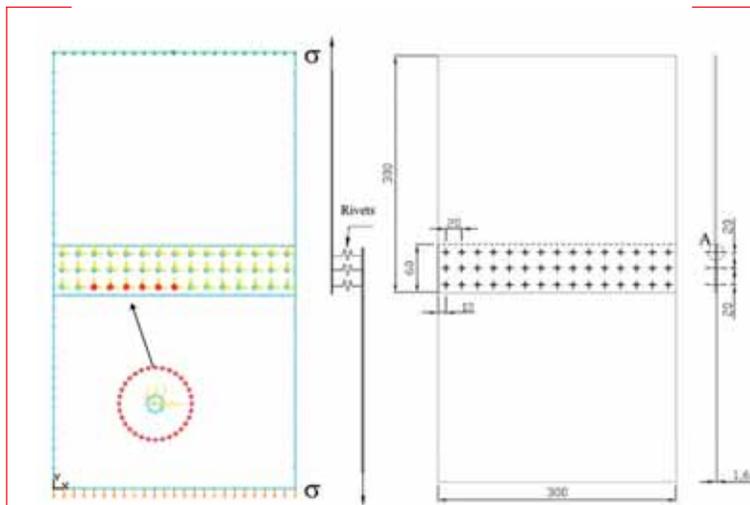


Comportamento a fatica **di un giunto rivettato**



1. Geometria del lap-joint a tre file di rivetti e relativo modello numerico DBEM,

con evidenza delle condizioni al contorno (i fori in rosso indicano la presenza di elementi "gap", mentre in giallo sono rappresentati gli elementi elastici di connessione tra le due metà nelle quali si divide il rivetto).

La necessità di mantenere standard di sicurezza elevati, ma riuscendo nel contempo a ridurre i costi, ha spinto le case aeronautiche e gli organismi di certificazione a migliorare le norme di progettazione attraverso una comprensione approfondita del fenomeno del Multi Site Damage (MSD) e del Widespread Fatigue Damage (WFD). In tal senso, un esempio degli sforzi profusi

viene dai numerosi progetti di ricerca finanziati dalla Comunità europea, tra cui quelli denominati "Smaac" e "Admire", ai quali hanno partecipato anche gli autori dell'articolo.

L'invecchiamento della flotta mondiale (aircraft "ageing") ha reso necessaria la previsione dell'estensione della vita in servizio (rispetto a quella di progetto) per numerose

Il problema del Multi Site Damage (MSD) è analizzato con il Dual Boundary Element Method (DBEM) implementato nel software commerciale Beasy e i risultati della propagazione sono confrontati con i corrispondenti dati sperimentali e numerici disponibili in letteratura

alizzato con tre file di rivetti per i quali, ove necessario (cricche iniziali di lunghezza ridotta rispetto al raggio del foro), si considerano anche le condizioni di contatto non lineare tra foro e rivetto, modellate tramite elementi "GAP" (figura 1).

I singoli pannelli hanno uno spessore di 1,6 mm e sono realizzati in lega di alluminio 2024-T351 con modulo di Young $E=73,1$ GPa, coefficiente di Poisson $\nu=0,33$ e limite di snervamento $\sigma_y=324$ MPa. I rivetti, invece,

(SIF's) sono valutati con il metodo del J-integral.

La direzione di propagazione è basata sul criterio delle massime tensioni principali all'apice della cricca [6].

La configurazione di carico considerata è relativa ad un carico monoassiale affaticante con $R=\sigma_{\min}/\sigma_{\max}=0,1$ e $\sigma_{\max}=110$ MPa. L'innesco delle cricche nel modello numerico è previsto come dettato dai rilievi sperimentali [4-5]. In figura 2 si presentano le configu-

renario tensionale, relativamente alla piastra criccata.

In quest'ultima configurazione, applicando il criterio di Swift ai risultati della simulazione numerica, si osserva che le zone plastiche all'apice delle cricche contrapposte 2-3 e 8-9 (figura 2) si toccano, determinando la coalescenza tra le cricche stesse, coerentemente con il dato sperimentale (figura 2).

Questo risultato emerge anche considerando che il materiale tra gli apici delle cricche sum-

menzionate ha raggiunto il limite di snervamento (figura 4).

La formula utilizzata per modellare l'accrescimento delle cricche è quella di Paris:

$$da/dN = C \Delta K^n$$

con le seguenti costanti di calibrazione [4-5]: $C=0,747E-12$ e $n=3,333$, valide per da/dN espresso in mm/ciclo e ΔK in $MPa \text{ mm}^{0,5}$.

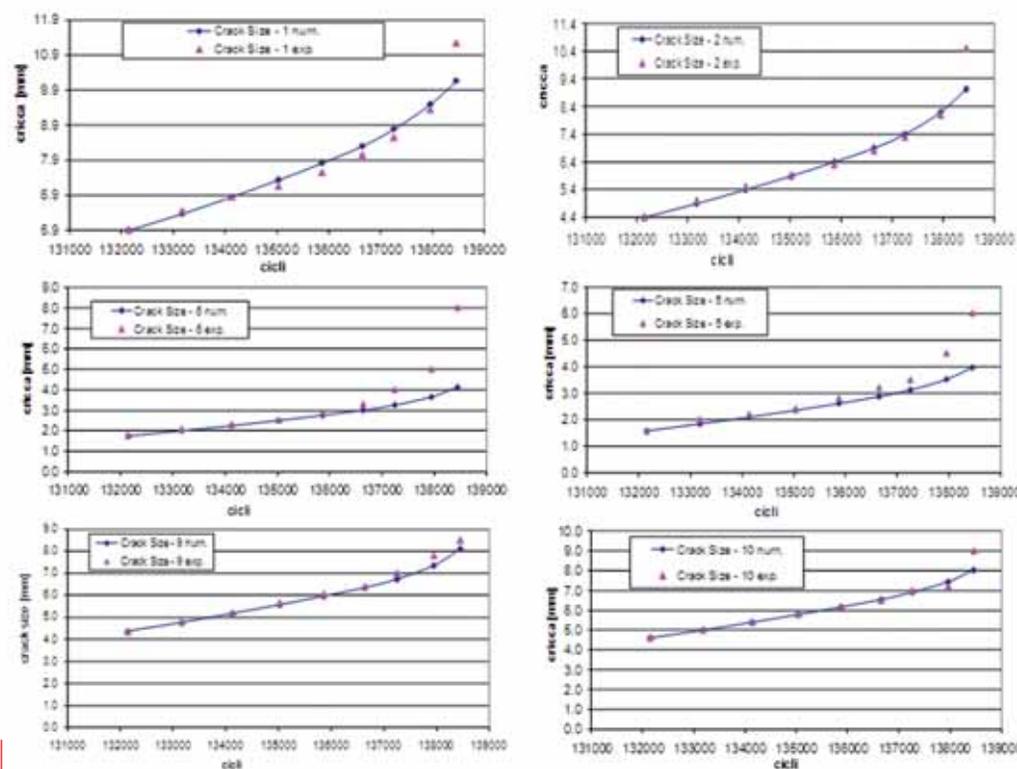
L'approccio multi-strato adottato (vedi anche [7]) consente di modellare le piastre con la loro effettiva rigidità membranale (ogni piastra è rappresentata da un layer distinto nel modello, con specifici spessori e proprietà di materiale) ed i rivetti con la loro effettiva rigidità tagliante.

I singoli layer sono connessi attraverso i rivetti che, a loro volta, sono modellati come due circonferenze (rappresentative

del rivetto suddiviso in due metà), collegate con una molla interna di rigidità $K=33052$ N/mm; ciò consente, comunque, di visualizzare la tipica distribuzione tensionale in corrispondenza del foro (figura 3 e 4).

Risultati

In figura 5, si evidenziano i risultati numerici e sperimentali, in termini di lunghezza di cricca al variare del numero di cicli: solo nella fase finale della propagazione si evidenziano discrepanze non trascurabili, ma è



5. Confronto numerico-sperimentale delle lunghezze di cricca al variare del numero dei cicli.

sono realizzati in Al 2017-T31 con modulo di Young $E=72,4$ GPa ed un coefficiente di Poisson $\nu=0,33$. Le due colonne di fori ai lati del pannello sono lavorate per conseguire una compressione a freddo che eviti una nucleazione precoce delle cricche di fatica.

Le cricche sono modellate con "elementi discontinui" ed i relativi Stress Intensity Factor

razioni sperimentali MSD per differenti stadi della propagazione, con i siti di innesco potenziale marcati con i numeri da 1 a 22.

L'accrescimento delle cricche è simulato a partire dalla configurazione di cricche ottenute sperimentalmente dopo 132450 cicli affaticanti; in figura 3 si osserva la deformata del giunto ottenuta con la simulazione DBEM e il corrispondente scenario tensionale, relativamente alla piastra criccata. In figura 4 si osserva la deformata della piastra criccata a 138450 cicli e il corrispondente s-

questa la fase di coalescenza tra le cricche, in cui le ipotesi alla base della Meccanica della Frattura Lineare Elastica cominciano a vacillare a causa delle dimensioni consistenti assunte dalle zone plastiche all'apice delle cricche. Inoltre la legge di propagazione adottata non può modellare la parte di curva da/dN vs. ΔK che approssima l'asintoto in corrispondenza di K_c (valore critico del SIF per il quale si produce crescita instabile della cricca). L'accuratezza della simulazione della propagazione "Multi Site Damage" (MSD) risulta comprovata dal confronto con i dati sperimentali e numerici disponibili in letteratura [4-5].

Conclusioni

Le analisi, basate sul DBEM, sono state realizzate usando un codice commerciale, arricchito con routine, sviluppate dagli autori in ambiente LabView, atte a velocizzare la fase di modellazione (costruzione della geometria ripetitiva dei fori con attribuzione delle condizioni di interfaccia foro-rivetto). Le correlazioni numerico-sperimentali conseguite sono soddisfacenti, come in altre applicazioni simili realizzate con metodologia FEM (Finite Element Method) [8] e DBEM [9-11], anche se ci sono alcune limitazioni nell'approccio adottato che vanno menzionate: le cricche sono modellate come passanti, quindi a fronte rettilineo mentre le risultanze sperimentali indicano un fronte ellittico [8]; il fenomeno della flessione secondaria (qui trascurato) può talvolta essere rilevante nella tipologia dei giunti analizzati [12].

Per tali tipi di problemi si evidenzia, inoltre, per il DBEM l'estrema snellezza della fase di pre-processamento e di accrescimento automatico delle cricche, che discende dall'opportunità di una discretizzazione realizzata con elementi monodimensionali.

Sono inoltre ridotti i tempi computazionali. L'uso del contatto non lineare sull'interfaccia foro-rivetto, anche se più esigente in termini di tempo di calcolo, può risultare vantaggioso per accrescere l'accuratezza della

simulazione. Si mostra, insomma, come sia efficiente il DBEM e, in particolare, lo sia la specifica

strategia di modellazione adottata per il tipo di problemi proposti. L'approccio proposto può essere completamente automatizzato andando a creare un apposito database di sottomodelli (già discretizzati) dalla cui composizione si possa ricostruire il modello dello specifico problema. In tal modo si renderebbe disponibile alle aziende aeronautiche un efficiente tool di simulazione, atto a produrre risultati standardizzabili ovvero

non condizionati da scelte soggettive ad opera dell'operatore di turno.

C. Cali, R. Citarella (rcitarella@unisa.it), M. Lepore, Università di Salerno, Dipartimento di Ingegneria Meccanica.

L'articolo è tratto dalla relazione dal titolo "Propagazione di cricche multiple in un lap joint con il dual boundary element method" presentata al XXXVIII Convegno Nazionale Aias di Torino.

readerservice@fieramilanoeditore.it n. 90

Bibliografia

- [1] G.F. Eastaugh, D.L. Simpson, P.V. Straznicky, R.B. Wakeman, *Widespread Fatigue Damage in Military Aircraft*, 1995, pp. 2.1-2.19 (Agard-CP-568).
- [2] A. Portela, M.H. Aliabadi, D.P. Rooke, "The Dual Boundary Element Method: Efficient Implementation for Cracked Problems", *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 32, pp. 1269-1287, (1992).
- [3] Beasy, Beasy V10r10 Documentation, C.M Beasy Ltd, 2009.
- [4] G. Cavallini, R. Lazzeri, Report on Experimental Fatigue Crack Growth in medium and complex components. Admire project report: Admire-TR-3.0-67-3.1/UP, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Università di Pisa, 2003.
- [5] P.M.S.T. de Castro, P.F.P. de Matos, P.M.G.P. Moreira, L.F.M. da Silva, "An overview on fatigue analysis of aeronautical structural details: open hole, single rivet lap-joint, and lap-joint panel", *Materials Science and Engineering*, 468-470, 144-157, 2007.
- [6] F. Erdogan & G.C. Sih, On the crack extension in plates under plane loading and transverse shear, *J. Basic Eng.*, 1963, 85, 519-527.
- [7] E. Armentani, R. Citarella, DBEM and Fem

analysis on non-linear multiple crack propagation in an aeronautic doubler-skin assembly, *International Journal of Fatigue*, 28, 598-608, 2006.

[8] L. F. M. Silva, J. P. M. Gonçalves, F. M. F. Oliveira, P. M. S. T. de Castro, 'Multiple-site damage in riveted lap-joints: experimental simulation and finite element prediction', *International Journal of Fatigue*, vol. 22, (4), 2000, pp. 319-338.

[9] R. Citarella, Non Linear MSD crack growth by DBEM for a riveted aeronautic reinforcement, *Advances in Engineering Software* 40 (2009) 253-259, doi:10.1016/j.advengsoft.2008.04.007.

[10] R. Citarella, M. Lepore, A. Apicella, C. Cali, DBEM Crack Growth Simulation for a Riveted Aeronautic Reinforcement under Non-linear Contact Conditions, *Key Engineering Materials* (2007), vol. 348-349, pp. 593-596.

[11] R. Citarella, M. Silvestri, A. Apicella, DBEM crack growth simulation and experimental results for a multi-layer and multi-material aeronautic panel, *Key Engineering Materials Vols. 324-325* (2006) pp. 1123-1126.

[12] J.E. Ingram, Y.S. Known, S.A. Fawaz, 6th DoD/FAA/NASA Conference on Ageing Aircraft, San Francisco, California, USA, 2002.