

STUDIO DI UN'APPLICAZIONE IN CAMPO AERONAUTICO DI COMPOSITI STRUTTURALI IBRIDI RESISTENTI AL FUOCO

M. Basaglia^a, S. Fragapane^b, A. Licciulli^c, B. Zuccarello^d

^a Alenia Aermacchi S.p.A., Via ing. Paolo Foresio, 1, 21040 Venegono Superiore (VA)

^{b,d} Università di Palermo, Dipartimento di Ingegneria DICGIM, Viale delle Scienze 90128 Palermo

^c Università del Salento, Dipartimento di Ingegneria dell'Innovazione, Via Monterone, 73100 Lecce

e-mail: ^a marco.basaglia@alenia.it, ^b salvatore.fragapane@unipa.it, ^c antonio.licciulli@unisalento.it,
^d bernardo.zuccarello@unipa.it

Sommario

La sempre crescente richiesta nell'ambito della progettazione strutturale aeronautica/aerospaziale di materiali aventi elevate performance meccaniche, ha determinato negli ultimi decenni la diffusione dei materiali compositi a matrice polimerica (Polymer Matrix Composites, PMCs) rinforzati prevalentemente con fibre di carbonio (Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP). Le principali limitazioni nell'uso di tali compositi sono dovute all'elevata sensibilità agli agenti ambientali ed alle basse temperature di esercizio; inoltre, tali materiali mal sopportano l'esposizione al fuoco e ciò per via della facile incendiabilità non solo della matrice ma anche delle fibre.

Al fine di mettere a punto un composito che unisca alle performance strutturali dei CFRP, una buona resistenza alle alte temperature e al fuoco, nel presente lavoro si è studiato l'uso di un composito ibrido costituito da un laminato CFRP unito a lamine di composito a matrice ceramica (Ceramic Matrix Composite, CMC). Preliminari verifiche sperimentali eseguite per la messa a punto del modello e successive simulazioni numeriche hanno consentito di verificare la bontà della soluzione proposta.

Abstract

In the aeronautical/aerospace structural design the increasing demands of materials having high mechanical performance, has led to the a wide use of Polymeric Matrix Composites (PMCs) mainly reinforced by carbon fibers (Carbon Fiber Reinforced Plastics, CFRP). The main drawbacks in the use of such composites are due to high sensitivity to environmental features and low working temperatures; moreover, these materials do not tolerate the fire exposure because of the inflammability of both the matrix and the fibers.

In order to develop a composite that combines the structural performance of CFRP with a good strength to high temperatures and fire, in the present work the use of a hybrid composite consisting of a CFRP laminate joined to proper layers of ceramic matrix composite (CMC), has been investigated. Preliminary experimental tests carried out to assess the numerical model, and subsequent mechanical and thermal numerical simulations, have corroborated the reliability of the hybrid composite proposed.

Parole chiave: Laminati ibridi, compositi ceramici, processo PICOM, meccanica sperimentale.

1. INTRODUZIONE

Negli ultimi decenni l'uso dei metalli e delle superleghe per alte temperature è stato sempre più sostituito dall'uso di nuovi CMCs. Tali materiali, infatti, assieme all'elevata resistenza alle alte temperature, tipica dei ceramici tradizionali, esibiscono una buona resistenza meccanica ed alla frattura.

In particolare, in ambito aeronautico si ha sovente l'esigenza di disporre di materiali caratterizzati, oltre che da elevate performance strutturali, anche da buona resistenza alle alte temperature ed al fuoco, condizioni che possono presentarsi in presenza di incendio. Se le esigenze strutturali possono essere soddisfatte dai PMCs, quelle legate alle alte temperature ed al fuoco, richiamano invece l'uso dei compositi ceramici avanzati che però oltre che essere caratterizzati da costi molto elevati, presentano ancora limitate performance meccaniche (elevata fragilità e bassa resistenza).

Al fine di unire le performance strutturali dei PMCs e quelle di resistenza alle alte temperature ed al fuoco dei CMCs, nel presente lavoro, nell'ambito di una collaborazione con Alenia Aermacchi, si propone l'uso di compositi ibridi CFRP-CMC con opportuno lay-up. Simulazioni numeriche e verifiche sperimentali, hanno consentito la messa punto delle soluzioni proposte e la verifica delle corrispondenti performance ottenute.

2. I MATERIALI CERAMICI AVANZATI

Si definiscono materiali ceramici avanzati quei materiali non metallici ed inorganici provvisti di elevate caratteristiche strutturali e funzionali, acquisite anche a seguito di un opportuno processo produttivo che ne condiziona la microstruttura e le proprietà finali.

I materiali ceramici avanzati vengono realizzati a partire da materie prime in forma di polveri o sospensioni di polveri, successivamente compattate, a cui viene impartita così la forma finale desiderata. Il componente realizzato, possiede in genere elevata porosità, densità tipicamente pari a circa il 40-60% della densità teorica e proprietà meccaniche limitate.

Pertanto, al fine di ottenere un impacchettamento delle particelle quanto più omogeneo possibile, evitando l'insorgenza di difetti microstrutturali, che pregiudicherebbero le proprietà meccaniche del pezzo finale, è necessario controllare i principali parametri del processo di formatura, come la dimensione e la distribuzione delle particelle, il livello di agglomerazione e il flusso di polvere [2-3].

I metodi classici usati per la formatura dei componenti ceramici, sono la pressatura a secco, il colaggio e l'estrusione. In questi metodi, una volta ottenuto il pezzo di forma desiderata, si procede all'essiccazione (rimozione del mezzo acquoso impiegato) ed all'eliminazione dei leganti (rimozione mediante evaporazione, estrazione chimica, eliminazione catalitica o decomposizione termica).

Un'interessante tecnica per la formatura dei ceramici è la sinterizzazione, mediante la quale le particelle di polvere vengono agglomerate attraverso fenomeni di diffusione allo stato solido, evaporazione, condensazione, solubilizzazione e riprecipitazione a temperature molto elevate ma inferiori al punto di fusione del composto che deve essere sinterizzato. Diversi sono le varianti a disposizione e la scelta dipende sia dalla complessità della forma del prodotto che dalle proprietà richieste. Il processo più diffuso è la sinterizzazione in presenza di una fase liquida, ma per ottenere migliori proprietà meccaniche è spesso necessario ricorrere a tecniche più complesse, come la pressatura a caldo o la sinterizzazione reattiva [4].

All'aumentare del tempo di sinterizzazione, la porosità del materiale diminuisce man mano che le particelle diventano più grandi ed alla fine del processo, si ottiene una "dimensione del grano d'equilibrio".

Un processo di formatura dei CMCs strutturali piuttosto interessante è rappresentata dal così detto processo PICOM (*Plaster induced Infiltration of ceramic COMposites*), messo a punto da ricercatori dell'Università del Salento [2,5-7].

Tale processo produttivo, a differenza dei tradizionali metodi di formatura caratterizzati da elevati costi e complessità dei sistemi di produzione, risulta relativamente economico e semplice, e permette anche di realizzare pezzi di forma complessa (vedi fig.1).

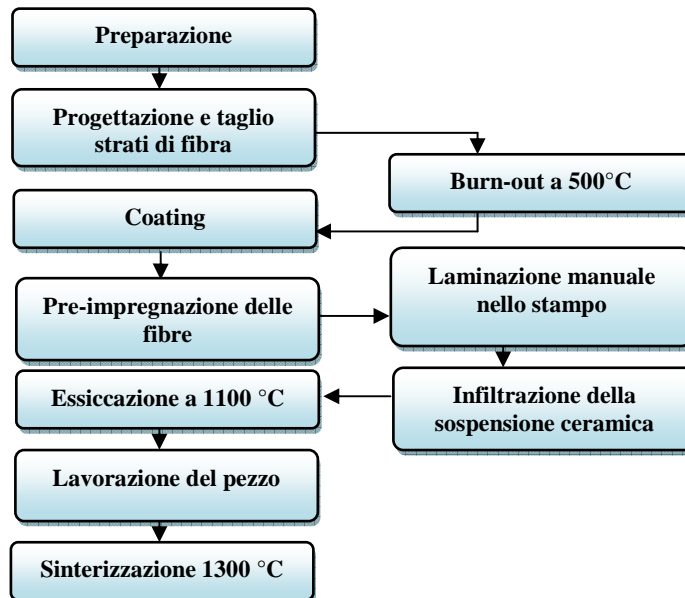


Figura 1: Diagramma a blocchi del processo PICOM

Il composito ceramico considerato per la messa a punto del composito ibrido è in particolare un composito tipo ossido-ossido con matrice e fibre in allumina (Al_2O_3). In particolare il rinforzo è costituito da un tessuto di fibre di allumina di tipo "fabric" 2D satin 8H Nextel 610 (vedi Fig.2 e Tab.1)



Figura 2: Tessuto di allumina tipo "fabric" 2D Satin 8H Nextel 610.

Tabella 1: Proprietà chimico-fisiche delle fibre di Nextel 610 (prodotte dalla 3M)

Proprietà	Unità di Misura	Nextel 610
Composizione chimica	% in peso	> 99% Al_2O_3
Punto di fusione	°C	2000
Diametro del singolo filamento	μm	10-12
Densità	g/cm^3	3,96
Densità superficiale (Grammatura)	g/m^2	373
Resistenza a trazione del singolo filamento	MPa	2930
Modulo a trazione del singolo filamento	GPa	373
Coeff. espansione termica (100-1100 °C)	ppm/°C	7,9
Temperatura max di resistenza del fascio	°C	1300

Al fine di poter eseguire simulazioni numeriche FEM delle soluzioni proposte, le caratteristiche del CFRP e delle lamine di CMC sono state preliminarmente determinate tramite prove di trazione (CFRP) e prove di flessione a 4 punti (CMC), eseguite in accordo con la norma ASTM C1341 [2-8].

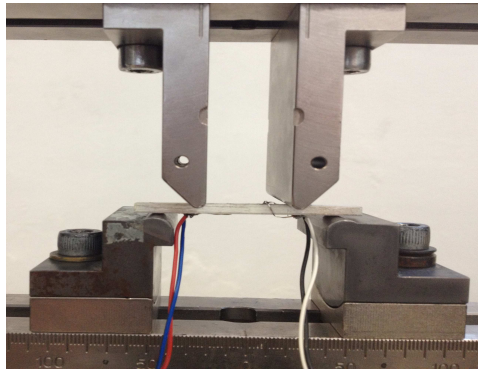


Figura 3: Provino in CMC sottoposto a flessione a 4 punti e strumentato con due ER.

Nella seguente tabella sono riportate le proprietà elastiche e meccaniche di entrambi i materiali, così determinate.

Tabella 2: Proprietà meccaniche del CFRP e del CMC usati.

MATERIALE	σ_R [MPa]	E [MPa]	ν
CFRP	550	240.000	0.2
CMC	125	75.000	0.14

Note le caratteristiche della singola lamina ed il lay-up, sia per il CFRP che per il ceramico sono state determinate mediante la TCL [1] le caratteristiche meccaniche del laminato in fibre di carbonio e del laminato in ceramico.

Nel seguito si considera in dettaglio l'applicazione aeronautica costituita da un pannello strutturale in CFRP vincolato attraverso un giunto flangiato, che essere esposto alla fiamma in caso di incendio. Allo stato attuale il sistema è protetto mediante l'utilizzo di coperte ignifughe, che potrebbero essere sostituite da materiali ceramici o ibridi, con significativi vantaggi in termini di costi, peso e semplicità costruttiva. Nel presente lavoro, attraverso simulazioni numeriche ed analisi sperimentali, è stato appositamente messo a punto un ibrido CFRP-CMC in grado di offrire la necessaria resistenza strutturale ma anche una adeguata resistenza alla fiamma.

3. MODELLO NUMERICO E VALIDAZIONE SPERIMENTALE

In figura 4 è rappresentato il modello CAD, appositamente realizzato, del pannello strutturale analizzato. Si tratta di un pannello in CFRP curato ad alta temperatura (180°C) e vincolato attraverso due flange bullonate con n. 6 bulloni M6. Alle due flange è collegata un'asta di supporto mediante un perno che consente la rotazione.

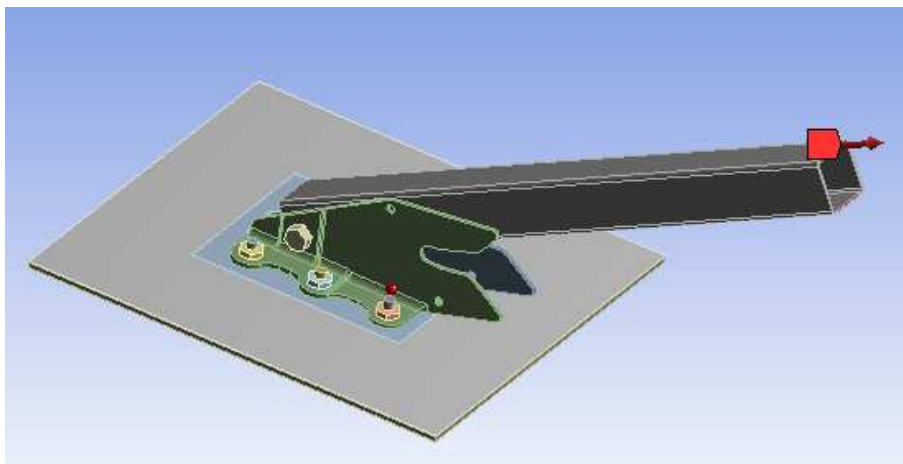


Figura 4: Rappresentazione CAD del sistema pannello-giunto studiato.

In condizione di normale esercizio il sistema è soggetto ad un carico massimo di 250 daN applicato sull'asta con una inclinazione di circa 18° rispetto al pannello. Dopo opportuni test di convergenza, mediante il codice AnsysWB [9], sono state eseguite le simulazioni numeriche e sono state determinate le mappe delle tensioni in condizioni di carico massimo applicato (vedi fig.5).

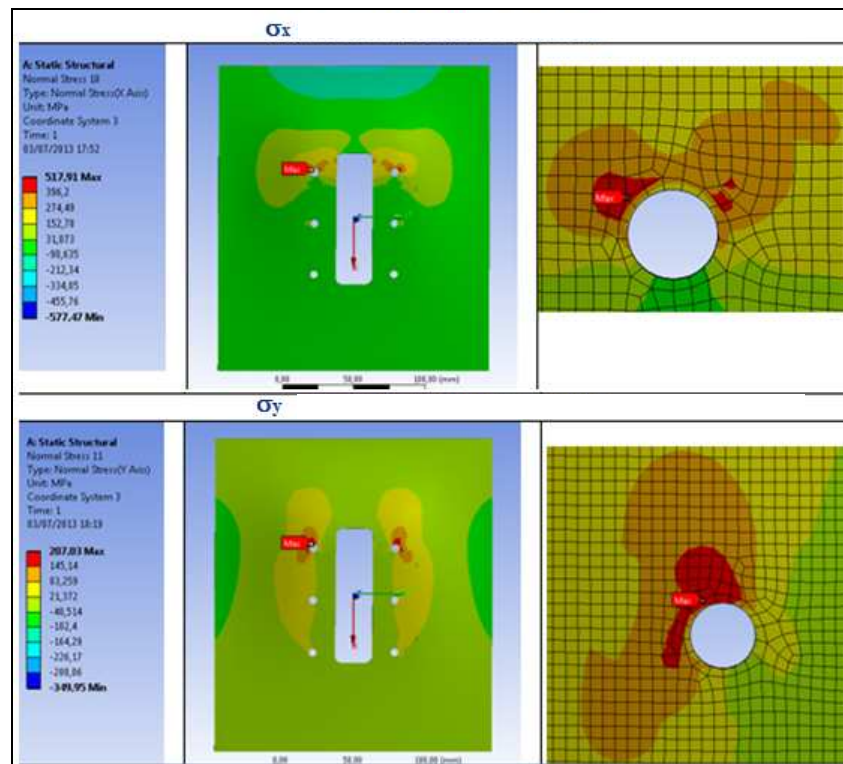


Figura 5: Mappe delle sollecitazioni ottenute mediante simulazioni numeriche FEM.

Dalla fig.5 si osserva come le regioni maggiormente sollecitate si localizzano in prossimità delle aree dei fori superiori, con tensioni normali che raggiungono lungo x valori di circa 500 MPa, sopportabili dal CFRP utilizzato.

Per verificare e validare il modello numerico, che sarà utilizzato anche per la valutazione dei successivi compositi ibridi proposti, è stata eseguita una prova sperimentale su un pannello strumentato con n. 7 estensimetri (vedi Fig.6).

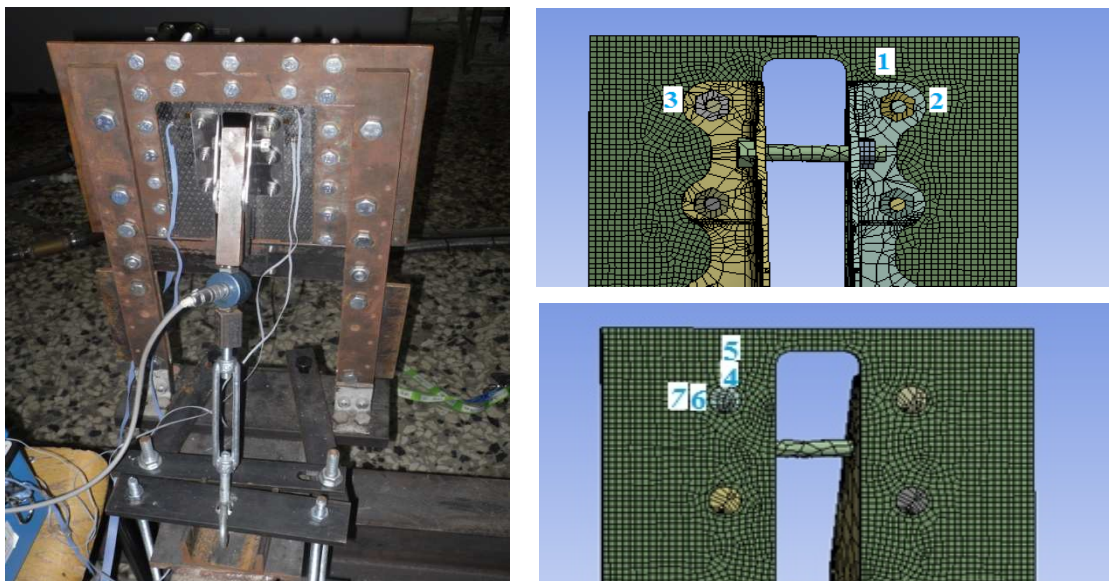


Figura 6: Sistema di carico e posizionamento degli estensimetri tipo HBM:1-LY 11-1,5/350.

La disposizione degli estensimetri elettrici a resistenza (ER), del tipo HBM:1-LY 11-1,5/350 [10], è in dettaglio illustrata nella stessa Fig.6. L'andamento delle deformazioni misurate dagli estensimetri al variare del carico è mostrato nella seguente Fig. 7.

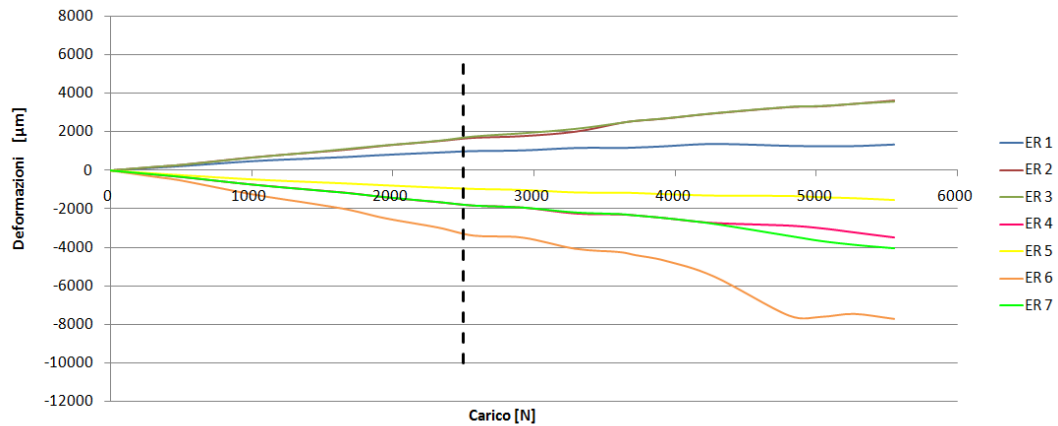


Figura 7: Deformazioni misurate dagli estensimetri al variare del carico applicato alla struttura.

Il confronto dei dati sperimentali con i valori determinati mediante le simulazioni ha mostrato un buon accordo, con scostamenti inferiori al 5%, come mostra la fig.8 che riporta l'andamento delle deformazioni ε_x lungo sezioni diametrali dei fori superiori, a partire dal bordo foro.

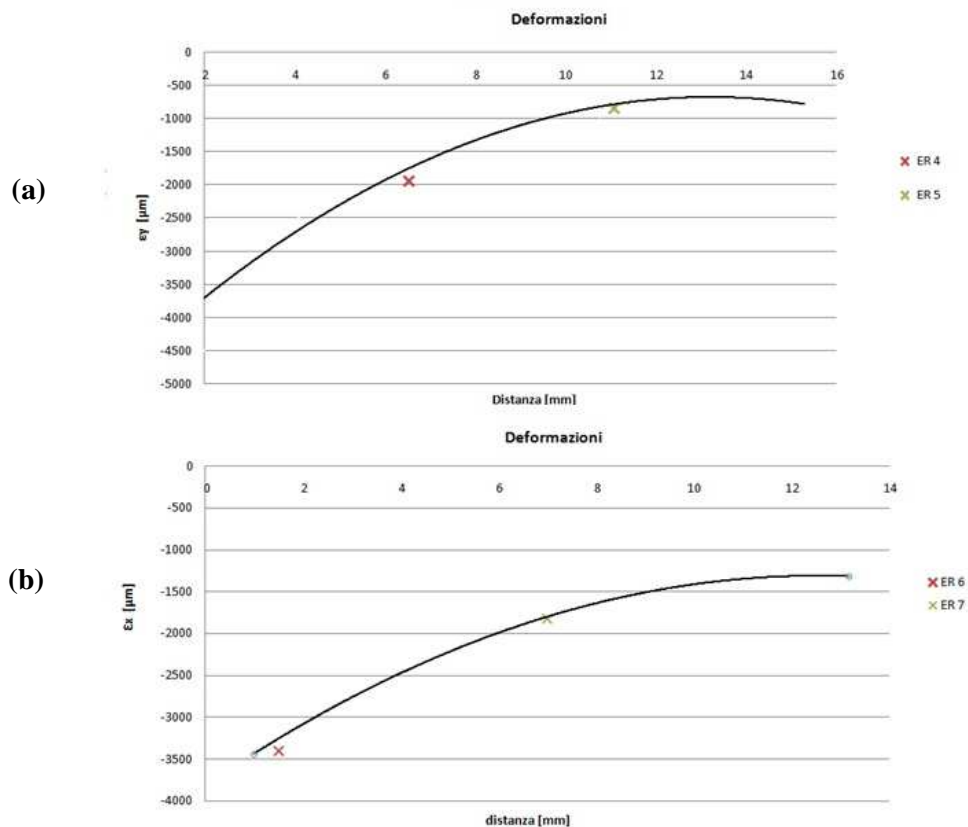


Figura 8: Confronto tra deformazioni sperimentali (x) e curve numeriche delle deformazioni.

4. LAMINATI IBRIDI PROPOSTI

Oltre alle normali condizioni di esercizio, il sistema oggetto di studio può essere accidentalmente esposto ad una fonte di fiamma. Per questo motivo il produttore richiede che il sistema debba resistere

per 15 minuti ad una fiamma prodotta da un bruciatore posto a circa 100 mm dal giunto, in assenza di ventilazione (caso in cui il velivolo si trova a terra), come illustrato sinteticamente nella figura 9.

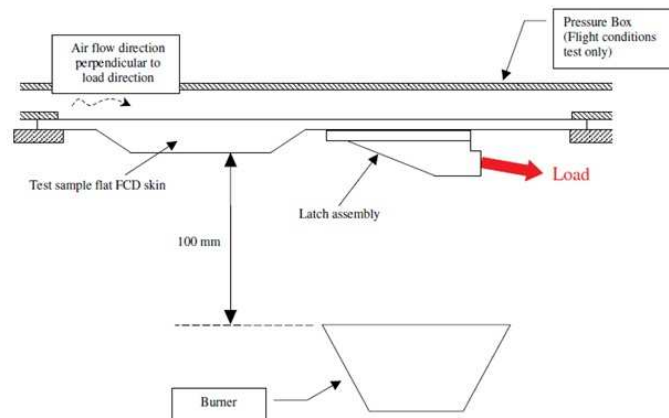


Figura 9: Set-up utilizzato da Alenia Aermacchi per prova meccanica e termica.

Le simulazioni numeriche e le analisi sperimentali condotte sul sistema pannello-giunto, hanno consentito di verificare le proprietà meccaniche del CFRP che risulta resistere alle sollecitazioni con ampio margine di sicurezza.

Per assicurare invece la necessaria resistenza alla fiamma, tenendo conto altresì di una soluzione già adottata dal costruttore, che prevede pure l'uso di un sandwich con core in honeycomb e skins in CFRP, si propone l'uso di un particolare sandwich in composito costituito da lamine di CFRP, lamine di ceramico ed un core in honeycomb non metallico in fibra di vetro ed aramidica (Glass/Aramid Honeycomb, GAH), impregnato con resina fenolica e già utilizzato dal costruttore sebbene, si ritiene che la resistenza alla fiamma possa essere piuttosto modesta.

In particolare al fine di ottenere una significativa schermatura dalla fiamma del CFRP disposto intorno al giunto, si è deciso di prendere in considerazione due distinte soluzioni strutturali, in seguito indicate come "modello A" e "modello B", costituite entrambi da sandwich la cui forma complessiva nasce da esigenze funzionali imposte dal costruttore per la particolare applicazione. In dettaglio, il modello A è costituito dal pannello in laminato CFRP (lo stesso di quello della configurazione di riferimento analizzata al capitolo precedente fig.4-5) cui è sovrapposto uno strato di GAH dello spessore di 32 mm ed uno strato di CMC allumina/allumina, avente spessore di circa 1,5 mm. Si configura così un sandwich con core in GAH e skins che sono uno in CFRP ed uno in CMC.

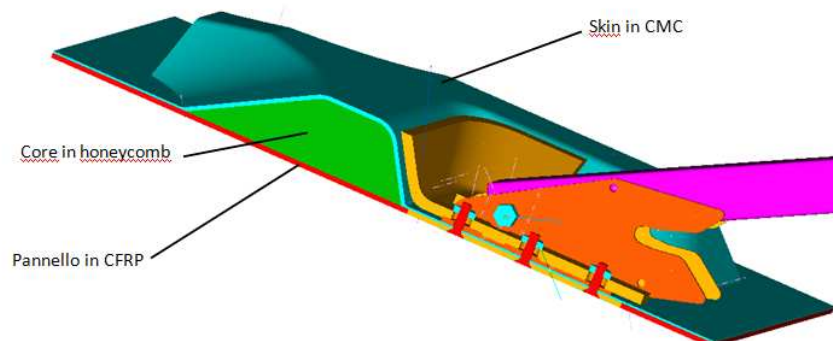


Figura 10: Sezione trasversale del composito ibrido proposto, denominato "modello A".

Il cosiddetto modello B si differenzia dal modello A per la presenza di un'ulteriore lamina in CMC, sovrapposta direttamente al laminato CFRP che costituisce il pannello strutturale di riferimento (fig.11).

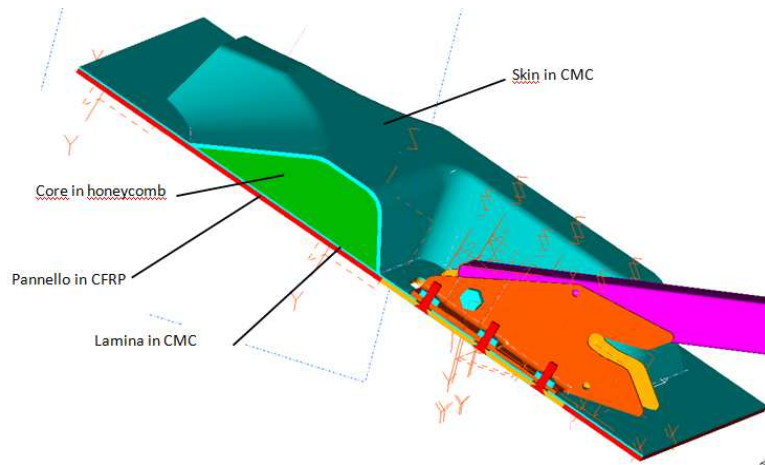


Figura 11: Sezione trasversale del composito ibrido proposto, denominato "modello B".

5. ANALISI FEM MECCANICHE E TERMICHE

Le analisi condotte hanno permesso anzitutto di determinare lo stato tensionale agente su ciascuna delle due soluzioni strutturali messe a punto. Nella Figura 12, sono riportate le mappe delle tensioni normali σ_x , che risultano le sollecitazioni più importanti agenti sul sistema.

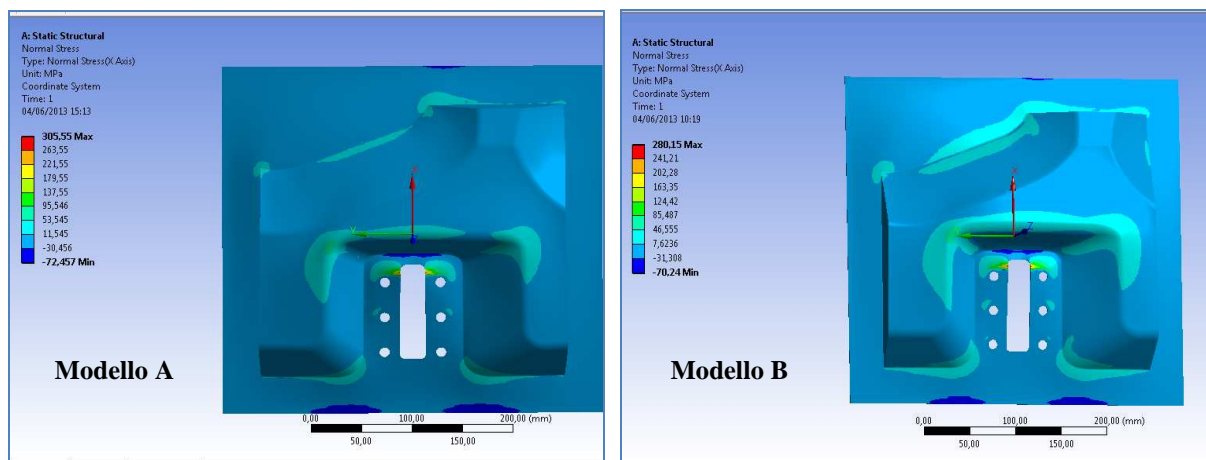


Figura 12: Mappe della tensione normale σ_x per i modelli A e B analizzati.

In sintesi, da tali mappe si osserva che per il modello A le massime tensioni sono pari a circa 300 MPa, pari al 60 % circa del valore massimo delle tensioni agenti nella configurazione strutturale di riferimento (vedi fig.5), mentre il modello B consente un'ulteriore abbassamento delle tensioni con un valore massimo pari a circa 280 MPa, a causa della presenza della ulteriore lamina di CMC. La valutazione della resistenza del CMC a tali tensioni necessita comunque di un approccio che tenga conto, oltre che delle tensioni massime, anche dei relativi gradienti e, in ogni caso l'eventuale cedimento locale del CMC non compromette l'integrità del giunto in quanto, come mostrato anche dalle precedenti prove sperimentali, il solo laminato CFRP assicura la resistenza ai carichi imposti.

Al fine di valutare la resistenza al fuoco dei due modelli proposti, sono state eseguite simulazioni FEM (Ansys WB) termiche, riproducendo la prova di riferimento del produttore rappresentata in Fig. 9.

Le mappe termiche ottenute per il modello A, sono mostrate in Fig 13, dalla quale si evince che nella zona schermata dal sandwich il valore massimo di temperatura sulle lamine in CFRP è pari a 175 °C

mentre sullo skin in ceramico la massima temperatura è di 1200°C; tali valori di temperatura diventano stazionari dopo un tempo di esposizione alla fiamma di circa 3 minuti.

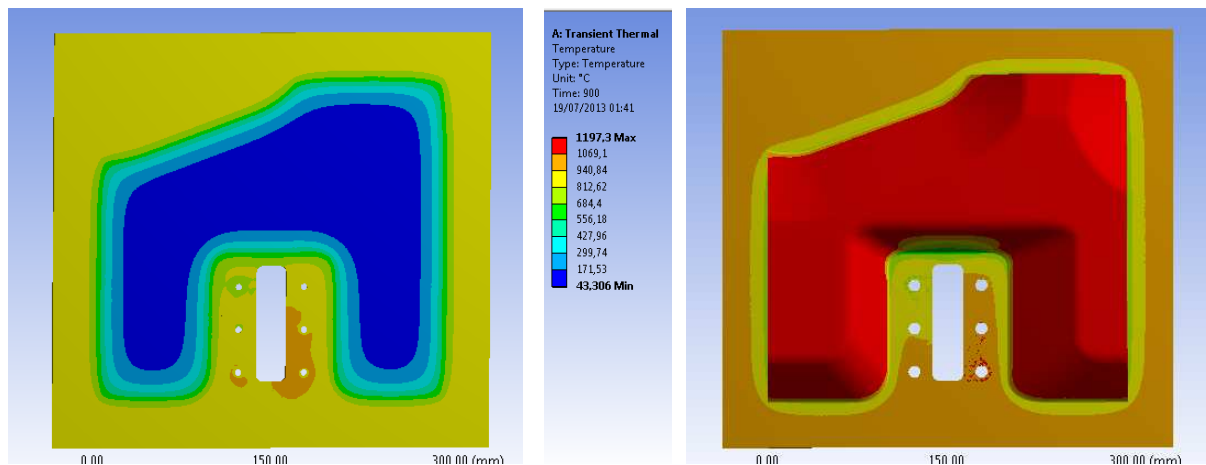


Figura 13: Mappe termiche per il modello A, sulle lamine in CFRP (sx) e sullo skin in CMC (dx).

La figura 14 riporta le mappe termiche del modello B; si osserva come in questo caso il valore massimo di temperatura sulle lamine in CFRP è di circa 200 °C, mentre sullo skin in CMC la massima temperatura è di circa 1200°C; anche in questo tali valori di temperatura diventano stazionari dopo circa 3 minuti di esposizione alla fiamma.

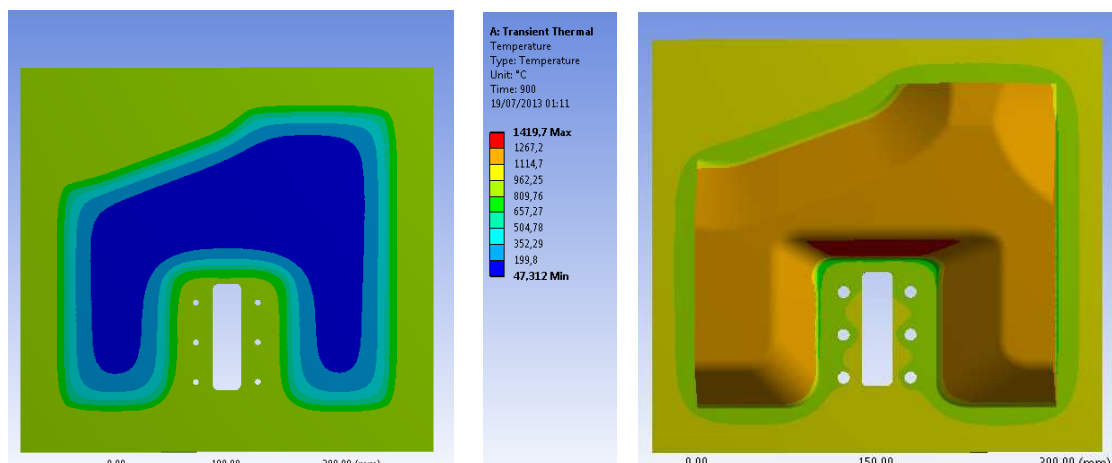


Figura 14: Mappe termiche per il modello B, sulle lamine in CFRP (sx) e sullo skin in CMC (dx).

In sintesi si osserva pertanto che, per entrambi i modelli, la temperatura massima sugli skins in CMC è sempre di circa 1200 °C, inferiore alla massima temperatura sopportabile di circa 1300°C. Per il modello A, la massima temperatura delle lamine in CFRP schermate dal sandwich è compatibile con quella sopportabile della resina curata a 180°C, mentre non lo è per il modello B.

Per entrambi i modelli, la temperatura del CFRP in prossimità dei fori (zone non schermate) si raggiungono temperature non tollerabili dal materiale, pari a circa 800° C; per questa zona pertanto dovranno essere studiate nuove soluzioni che potrebbero per esempio fare uso di un composito interamente in CMC eventualmente rinforzato con lamine metalliche.

Infine, per entrambi i modelli, la temperatura del core (non riportata nelle mappe per brevità), risulta compresa tra 200 e 900° C circa, valore quest'ultimo molto al di sopra della massima temperatura sopportabile da tale materiale.

In definitiva pertanto è possibile affermare che la soluzione A è quella che soddisfa le esigenze di schermatura del CFRP dalla fiamma, sebbene è necessario sostituire il core adottato con altro materiale che esibisca una più elevata resistenza alle temperature (es. lana di roccia ecc.).

6. CONCLUSIONI

Lo studio numerico e sperimentale condotto con il presente lavoro ha consentito la messa a punto di un affidabile modello numerico per la simulazione meccanica e termica della giunzione tra il laminato composito di un portellone ed il relativo sistema di vincolo, realizzato con un collegamento flangiato.

Il modello messo a punto, validato anche attraverso prove sperimentali condotte sul laminato fornito direttamente dal costruttore, ha consentito altresì un attendibile studio meccanico e termico di due soluzioni proposte per assicurare la resistenza alla fiamma del sistema, situazione che può verificarsi in caso di incidente con rischio di incendio.

Lo studio delle due soluzioni proposte, facenti uso entrambi di un laminato composito ibrido ottenuto in pratica accoppiando al laminato CFRP attualmente utilizzato da Alenia Aermacchi, lamine in CMC allumina-allumina, ha consentito di evidenziare come le soluzioni proposte consentono di ottenere una sufficiente schermatura alla fiamma del CFRP con temperature a regime compatibili con quelle di un composito ottenuto con una resina epossidica curata ad alta temperatura.

La zona sottostante il collegamento flangiato, che più difficilmente può essere schermata, risulta invece sempre soggetta, a regime, a temperature non sopportabili da un CFRP; per questa zona pertanto dovranno essere studiate nuove soluzioni che potrebbero per esempio fare uso di un composito interamente ceramico, eventualmente rinforzato con lamine metalliche (titanio ecc.).

Anche il campo termico cui è soggetto il core risulta piuttosto elevato e per questo non sopportabile da ordinari core strutturali quale è quello considerato nel presente studio. Lo stesso pertanto dovrebbe essere sostituito da un core in materiale resistente alle alte temperature.

BIBLIOGRAFIA

- [1] B. Zuccarello, “Meccanica dei Materiali Compositi e Ceramici”, dispense del corso di Meccanica dei Materiali Compositi e Ceramici, Palermo, 2009.
- [2] M. Fersini, “Nuovi compositi ceramici del tipo ossido-ossido per l’energia e l’aerospazio” Tesi di dottorato di ricerca in Materiali Compositi per le Costruzioni Civili, Università del Salento (2009).
- [3] P. Parente, “Studio delle caratteristiche microstrutturali di ceramici avanzati mediante spettroscopia positronica”, tesi di dottorato di ricerca in Ingegneria dei materiali, Università di Bologna (2009).
- [4] W. F. Smith, “Principles of Materials Science and Engineering”, seconda edizione, McGraw-Hill Publishing Company, New York (1990).
- [5] G. Pasquero, G.P. Zanon, M.R. Petrachi, A. Licciulli, A. Chiechi, M. Fersini, Method for the production of components made of ceramic-matrix composite material, European Patent Application, EP 2181974A1 (2008).
- [6] G. Pasquero, G.P. Zanon, M.R. Petrachi, A. Licciulli, A. Chiechi, M. Fersini, Method for the production of components made of ceramic-matrix composite material, United States Patent Application Publication, US 2010/0109209A1 (2009).
- [7] M. Fersini, R. Bianco, L. De Lorenzis, A. Licciulli, G. Pasquero, G.P. Zanon, “Thermo-Structural Analysis of Ceramic Vanes for Gas Turbines”, Advances in Science and Technology, Trans Tech Publications, Switzerland, Vol. 45 pp. 1759-1764 (2006).
- [8] ASTM C1341, “Standard Test Method for Flexural Properties of Continuous Fiber-Reinforced Advanced Ceramic Composites”, (2004).
- [9] Ansys User Manual ANSYS Inc., Canonsburg, Pennsylvania, (2012).
- [10] HBM: Catalog -Strain Gages and accessories - www.hbm.com, (2012).