



STUDIO DI STRUTTURE MULTIGRID RINFORZATE CON COMPOSITI POLIMERICI AVANZATI PER APPLICAZIONI AEROSPAZIALI

M. REGI¹, M. MARCHETTI¹

¹*Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale e Astronautica, Università di Roma "La Sapienza", Roma*

SOMMARIO

Le strutture lattice iso & anisogrid sono caratterizzate da una geometria reticolare con la quale è possibile progettare strutture aerospaziali avanzate. Esse presentano delle notevoli proprietà in termini di resistenza meccanica e leggerezza. Tramite il modello di Vasiliev, gli elementi reticolari (cilindrici, conici e piani), vengono dimensionati rispettando i vincoli di resistenza statica e stabilità (local and global buckling) nella condizione di massa minima. Pertanto, introducendo opportuni coefficienti di sicurezza e ottimizzando il processo di design si giunge alla realizzazione di un elemento strutturale (da integrare in un sistema aerospaziale avanzato) innovativo.

Il presente lavoro descrive le attività svolte dagli Autori nel design (teorico, numerico e FEM) di elementi iso e anisogrid a differenti geometrie (cilindrica, conica, piana). Vengono illustrati i processi tecnologici (CAD design, prototipazione rapida, hand lay-up, filament winding) per la realizzazione di dimostratori iso & anisogrid prodotti utilizzando materiali compositi tradizionali (fibre di vetro, particellati, etc.). Grazie a test sperimentali (statici e dinamici) si studia il comportamento meccanico dei dimostratori confrontando i risultati sperimentali con quelli numerico/teorici. I problemi riguardanti l'industrializzazione del processi di produzione sono analizzati e discussi. Lo scopo è quello acquisire le capacità tecnologiche necessarie per realizzare elementi strutturali che abbiano una valenza non solo prototipale, ma che possano costituire il primo step verso la manifattura di elementi in grado di essere impiegati in sistemi aerospaziali reali. Vengono, inoltre, presentati dei risultati teorico/numerici che mostrano come l'introduzione di materiali nanostrutturati (es: carbon nanotubes) consentano di introdurre un ulteriore alleggerimento della struttura. Si dimostra come la geometria innovativa del tipo lattice iso & anisogrid associata a un materiale caratterizzato su scala nanometrica, permetta di sviluppare materiali e strutture avanzate.

Infine, vengono brevemente illustrate le problematiche di base nella sintesi, purificazione e caratterizzazione di un materiale nano e i modelli base per lo studio dei compositi nanostrutturati.

1. INTRODUZIONE

La realizzazione di strutture aerospaziali avanzate deve soddisfare a tre requisiti fondamentali che sono: la resistenza statica, la stabilità e l'affidabilità [1][2]. Ciascuno di questi parametri va studiato, e successivamente verificato, tramite dei modelli matematici specifici. Il percorso tecnico scientifico, che parte dalla definizione di una particolare geometria/configurazione, e arriva alla produzione di elementi reali da integrare in sistemi aerospaziali, può essere così sintetizzato [1]:

- definizione di un modello teorico utile al dimensionamento della struttura

- sviluppo di modelli numerici con i quali studiare, almeno dal punto di vista teorico, il comportamento dell'elemento
- analisi agli elementi finiti (FEM)
- definizione dei processi tecnologici per la manifattura di prototipi e dimostratori
- test meccanici per la valutazione del comportamento effettivo della struttura realizzata.

Questo percorso è estremamente complesso in quanto, i risultati predetti con i modelli teorico/numerici (eventualmente validati con gli studi FEM), possono essere molto differenti da quelli forniti dai test sperimentali eseguiti sull'elemento "reale" [1][2]. Tutto questo deriva dal fatto che [1]:

- il modello teorico/numerico può contenere al suo interno delle esemplificazioni eccessive, rispetto ai fenomeni reali
- i processi di produzione dei prototipi/dimostratori introducono tutta una serie di fattori tecnologici (difettosità, deposizione delle fibre, etc.) difficilmente prevedibili e modellizzabili, ma soprattutto diversi da campione a campione.

Ad esempio, l'uso di un materiale continuo (lega metallica), rispetto a un composito, impone un approccio teorico e sperimentale completamente differente [2][19]. Quindi, con risultati e comportamenti (meccanici, termici, etc.) molto complessi e spesso del tipo stocastico.

Le strutture reticolari (multigrad lattice structures) [1][2], grazie alla loro geometria e a particolari modelli teorici, consentono di pensare concretamente allo sviluppo di elementi strutturali aerospaziali innovativi. I parametri di riferimento sono: la leggerezza, la resistenza statica e la stabilità.

Ovviamente, anche in questo caso è necessario partire da un modello teorico fino ad arrivare ai test sperimentali. Ultima fase è la realizzazione di elementi integrabili in sistemi reali.

Un ulteriore passo in avanti è costituito dalle nanotecnologie, ovvero nella sintesi di un materiale a dimensioni nanometriche in grado di implementare le proprietà dei materiali compositi polimeri tradizionali e le prestazioni delle strutture realizzate con essi. I nanotubi in carbonio [3]-[12] rappresentano il nanomateriale di maggior interesse nell'ambito dei compositi polimerici nanotruturati (polymeric composite materials carbon nanotubes reinforced) [13]-[18].

2. LE STRUTTURE RETICOLARI MULTIGRID

2.1. Design teorico, numerico e FEM di un elemento strutturale multigrad

Le strutture reticolari multigrad (multigrad lattice structures) possono essere caratterizzate mediante due diverse configurazioni (fig. 1):

- isogrid (reticolo a maglia triangolo equilatera o quadrata rettangolare)
- anisogrid (reticolo con maglia triangolo-esagonale).

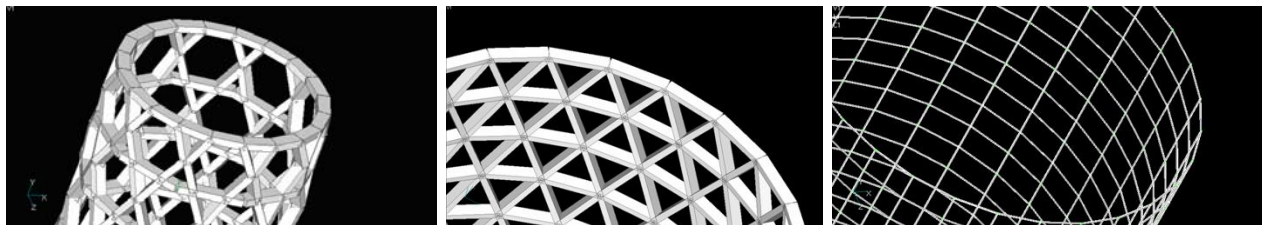


fig. 1 strutture reticolari multigrad: geometria anisogrid, geometria isogrid triangolo equilatera, geometria isogrid quadrata/rettangolare

Partendo da uno dei suddetti reticoli, le geometrie realizzabili sono (fig. 2): cilindrica, conica e piana.

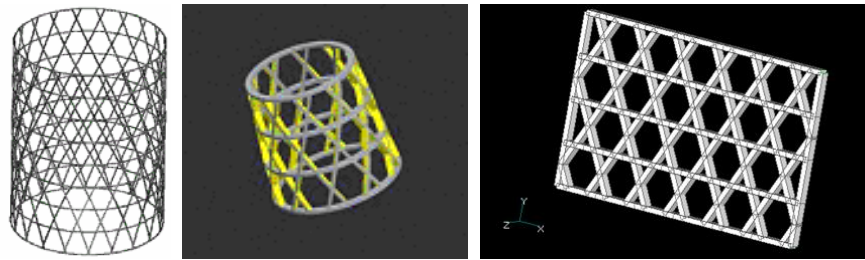


fig. 2 geometrie reticolari multigrid: cilindrica, conica, piana

Le possibili applicazioni di questi elementi sono illustrate in fig. 3.



fig. 3 applicazioni delle strutture reticolari multigrid

Il design viene effettuato con il modello di Vasiliev che soddisfa alle seguenti specifiche:

- massa M minima della struttura
- resistenza statica (massimo stress applicato uguale al carico di rottura del materiale)
- stabilità locale e globale (autovalore λ unitario).

Sono stati sviluppati programmi di calcolo (ambiente MATLAB) per lo studio numerico del modello e il calcolo delle dimensioni caratteristiche di un elemento multigrid secondo le tre suddette specifiche.

Numericamente, fissato un carico di compressione P , in corrispondenza di $M = \min$, la struttura resiste staticamente ed è stabile ($\lambda = 1$). Questi risultati vanno però verificati agli elementi finiti, ovvero, è necessario determinare quella configurazione di vincoli e di carico tale che anche il modello FEM rispetti le condizioni richieste.

Sia nel caso isogrid che per quello anisogrid, sono state analizzate diverse configurazioni. In fig. 4 è mostrata l'instabilità di entrambi i tipi di elementi (a geometria cilindrica).

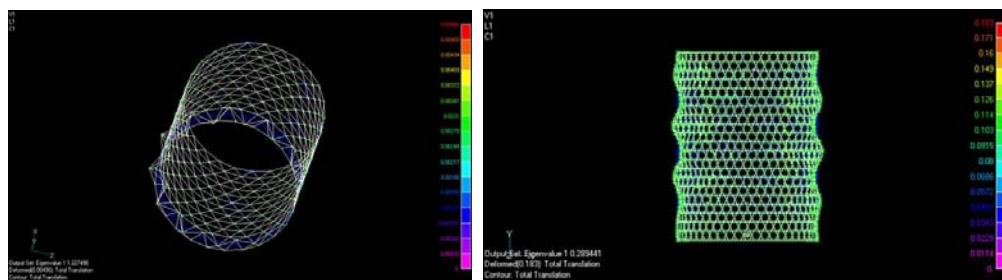


fig. 4 instabilità degli elementi iso e anisogrid cilindrici

Il rispetto delle specifiche di Vasiliev si ottiene con la seguente configurazione:

- carico di compressione P : uniformemente suddiviso su tutti i nodi della mesh
- vincoli: alla base sono bloccate le traslazioni, mentre per tutti gli altri nodi sono impediti le rotazioni.

In questo modo, il modello FEM fornisce dei risultati (fig. 5) perfettamente in accordo al modello di Vasiliev, sia nel caso iso che in quello anisogrid.

Ovviamente, ci si attende che i dimostratori successivamente realizzati e sottoposti a test sperimentali, presenteranno un comportamento meccanico peggiore di quello predetto. Questo a causa dei processi tecnologici.

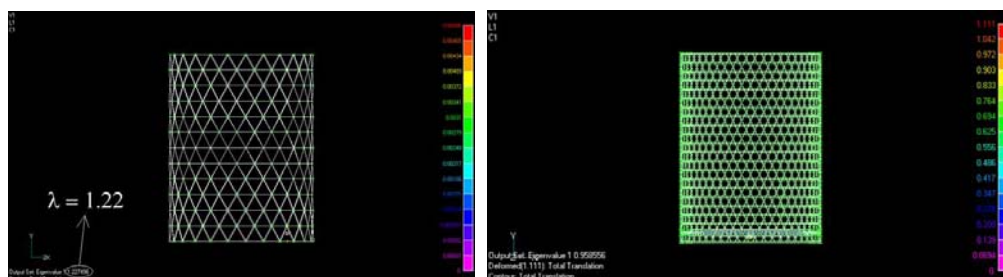


fig. 5 stabilità degli elementi iso e anisogrid cilindrici

Per gli elementi lattice multigrad piani e/o curvi (piastra/pannello) è possibile pensare a delle specifiche applicazioni in campo aerospaziale nel settore dei materiali compositi ibridi multistrato. Ovvero, sostituire il core in honeycomb con un reticolo multigrad che svolge funzione non solo di incremento della rigidità flessionale delle due pelli esterne, ma svolge anche compiti di resistenza strutturale.

In tal senso sono state analizzate due configurazioni anisogrid a geometria piana e curva (fig. 6).

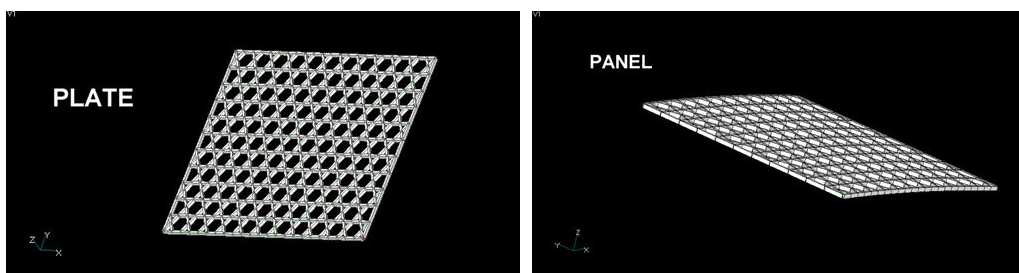


fig. 6 piastra e pannello lattice anisogrid per applicazione nei compositi multistrato in ambito aerospaziale

In fig. 7 e in fig. 8, sono mostrati alcuni esempi delle analisi FEM eseguite sulla piastra e sul pannello.

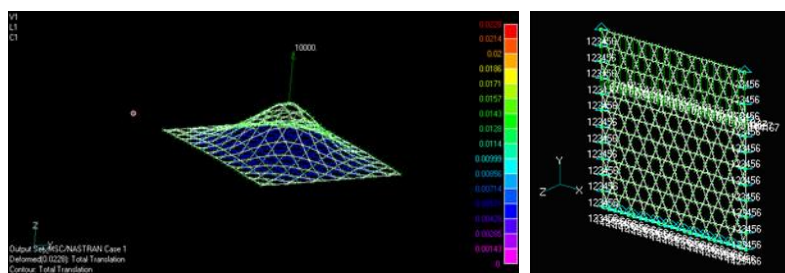


fig. 7 analisi FEM della piastra e del pannello anisogrid

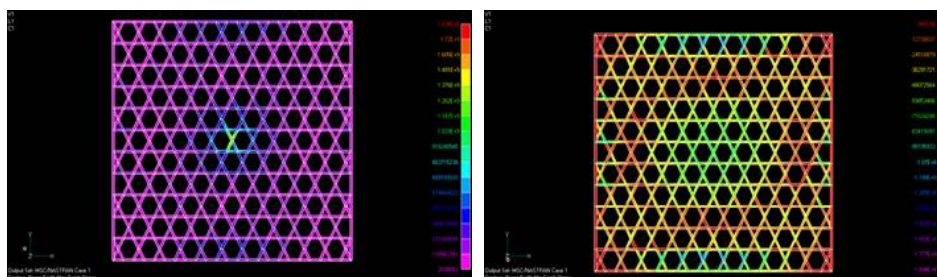


fig. 8 analisi FEM della piastra e del pannello anisogrid

2.2. Produzione di prototipi lattice multigrad

Dopo aver sviluppato il modello teorico/numerico per il dimensionamento di un elemento lattice multigrad, ed averlo analizzato agli elementi finiti, è necessario realizzare dei prototipi.

Per avere una verifica significativa tra i risultati teorici e quelli forniti dalle prove sperimentali, è importante ottenere dei dimostratori che abbiano un ottimo grado di finitura, rispettando il più possibile la geometria e i valori nominali di progetto delle dimensioni caratteristiche dell'elemento. Per non alterare le caratteristiche del manufatto, va utilizzato uno stampo che sia flessibile e riutilizzabile più volte, al fine di garantire una facile estrazione del componente, ed anche un risparmio economico significativo (rispetto all'impiego di stampi non riutilizzabili).

Tutti questi aspetti sono legati al processo tecnologico adottato. Tra le tecniche più idonee da utilizzare nella manifattura di questo di strutture sono state individuate: l'hand lay – up, il filament winding e l'RTM.

La sequenza per la realizzazione di un prototipo, tipicamente, prevede le seguenti fasi:

1. disegno della struttura
2. riproduzione, tramite fresatura, della geometria su una piastra di alluminio (stampo positivo)
3. colata del silicone nello stampo positivo per realizzare il negativo
4. estrazione dello stampo negativo dalla piastra in alluminio
5. deposizione del composito nello stampo negativo con relativo processo di polimerizzazione
6. estrazione dello stampo.

I punti 2. & 4. sono quelli più critici in quanto richiedono tempi lunghi e costi non trascurabili. Esiste una tecnica che consente di semplificare la produzione dello stampo positivo, ed è quella della prototipazione rapida. Essa consiste nel realizzare una geometria tridimensionale mediante la costruzione dei singoli piani che la compongono, partendo da un disegno CAD 3D della struttura. La macchina per la prototipazione è costituita da una vasca riempita di resina (isomero del polimero sensibile ad una determinata lunghezza d'onda di un raggio laser). Al suo interno è presente una base metallica forata sulla quale avviene la costruzione dell'elemento. Il software della macchina acquisisce il modello CAD 3D suddividendolo in disegni piani 2D ortogonali alla direzione di prototipazione. In pratica, la geometria tridimensionale viene suddivisa nelle sue componenti bidimensionali che, ricostruite in successione una su l'altra, forniscono nuovamente quella di partenza. Nella camera della macchina è presente un raggio laser il quale colpisce la resina, solo in corrispondenza della n-sima geometria 2D che sta ricostruendo, polimerizzandola (spessore pari a $1/10''$). Poi la resina non polimerizzata viene eliminata con il passaggio di un "coltello" metallico (connesso a una pompa di aspirazione per eliminare le impurità) il quale permette che lo strato di resina liquida che dovrà subire la successiva polimerizzazione laser (relativa alla geometria 2D successiva a quella appena realizzata) sia piana e non presenti menischi (concavi o convessi) prodotti dagli effetti di bordo della vasca (bagnabilità della resina).

L'elemento prototipato deve essere successivamente pulito con acetone per togliere le parti liquide rimaste attaccate e sottoposto a un post curing di 15 minuti in camera UV per completare la polimerizzazione. Nel caso di geometrie particolarmente complesse sono necessarie anche delle finiture manuali.

Questa tecnica richiede anch'essa tempi e costi significativi, ma consente di ottenere geometrie complesse con una precisione dimensionale notevole. Inoltre, non sono necessarie lavorazioni per asportazione (fresatura, tornerei, etc.) e il disegno della struttura viene eseguito direttamente con un CAD e inviato al sistema software che gestisce tutto il sistema di prototipazione.

Nel corso della colata del silicone, all'interno dello stampo positivo ottenuto per prototipazione rapida, è necessario ridurre al minimo la presenza delle bolle. Esse diventano particolarmente critiche nel caso di geometrie complesse e di piccole dimensioni. Pertanto, conviene fare la colata dopo aver eseguito un prevuoto.

Il silicone utilizzato richiede un tempo di solidificazione di 24 h, un completo indurimento in 3 giorni ed ha un ritiro lineare stabilizzato dopo 30 giorni. La stabilità dimensionale dello stampo si ha utilizzando non prima di 4 giorni di permanenza a temperatura ambiente.

Considerando la complessità delle geometrie multigrad, gli stampi negativi sono stati estratti da quelli positivi prototipati dopo circa 41 ore dal termine della solidificazione, per garantire un'ottima stabilità dimensionale.

Va sottolineato che il silicone deve garantire anche una sufficiente resistenza termo/chimica. Essa è stata verificata testando un campione (cubico di lato 3 cm) di silicone inserito in forno per 1 ora a 90 °C, il quale ha evidenziato la completa assenza di deformazioni e/o alterazioni. Dopo un'ulteriore ciclo termico (5 ore a 90 °C), nuovamente non si sono verificate modifiche nelle caratteristiche generali del provino.

In fig. 9 è riportato tutto il processo di produzione (hand lay – up) di un elemento anisogrid piano.

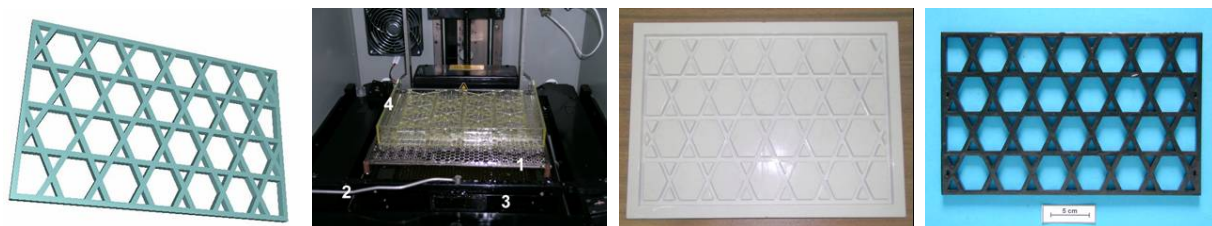


fig. 9 prototipo piano: disegno CAD, prototipazione dello stampo negativo, stampo positivo, dimostratore piano

La realizzazione di un prototipo cilindrico, mediante avvolgimento (filament winding), è molto complessa. Deve essere determinata la sequenza di deposizione che consente di risolvere tutta una serie di problemi tecnologici che influenzeranno in maniera determinante le caratteristiche e le proprietà (comportamento meccanico) della struttura. Finalizzando la manifattura dei primi dimostratori allo studio dell'automazione del processo di produzione, devono essere risolti molti problemi di carattere tecnologico come ad esempio il controllo del moto relativo tra il mandrino e la testa porta fibra, in funzione della sequenza di deposizione adottata (fig. 11). Al variare di quest'ultima, gli sforzi tra i vari strati di fibre deposte cambiano e quindi si avrà un comportamento meccanico di volta in volta diverso. Inoltre, la sequenza di deposizione dovrà essere ciclica al fine di garantire un ottimo coefficiente di riempimento delle cavità dello stampo in silicone minimizzando la sovrapposizione delle fibre nei punti di intersezione delle rib circolari ed elicoidali (fig. 10).

In fig. 10 è mostrato un esempio di deposizione delle fibre (di vetro).



fig. 10 caratteristiche principali della deposizione delle fibre

Come evidenziato in fig. 11, sono state sviluppate due differenti sequenze di deposizione (chiamate rispettivamente 1-1-1 & 3-L-3) che soddisfano alle specifiche sono elencate. Sempre nella stessa figura è mostrato il sacco a vuoto realizzato per il processo di cura.

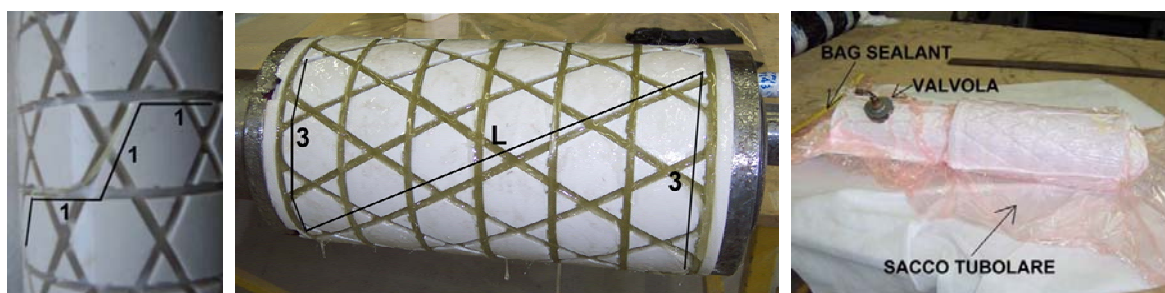


fig. 11 sequenze di deposizione delle fibre, sacco a vuoto per il curing

In fig. 12 è mostrato come le forze che si sviluppano nel corso della deposizione dei vari strati di fibra inducano delle direzioni preferenziali delle fibre stesse, creando delle lacune e quindi delle sezioni effettive delle rib diverse da quelle nominali di progetto (desunte dalle analisi teoriche/numeriche/FEM). Inoltre, in base alla sequenza di deposizione l'andamento delle fibre varie (fig. 12). Da qui è facile prevedere un comportamento meccanico del prototipo peggiore di quello predetto.

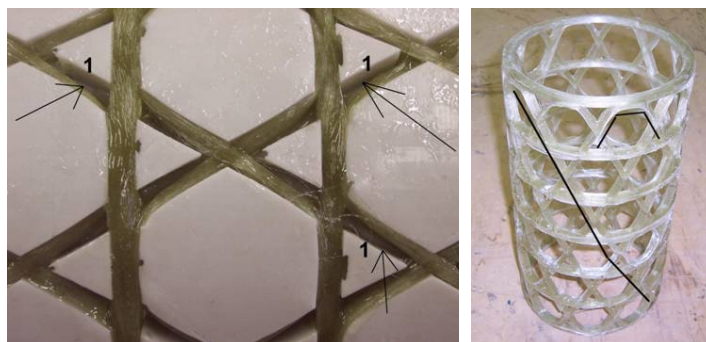


fig. 12 lacune all'interno dello stampo (freccie nere numerate) e direzione delle fibre in funzione della sequenza di deposizione (linee nere)

È stato realizzato anche un prototipo in fibra di vetro pre – preg (fig. 13).



fig. 13 prototipo cilindrico anisogrid in fibra di vetro pre – preg

In fig. 14 sono mostrate i difetti dovuti al processo di manifattura e alla sequenza di deposizione.

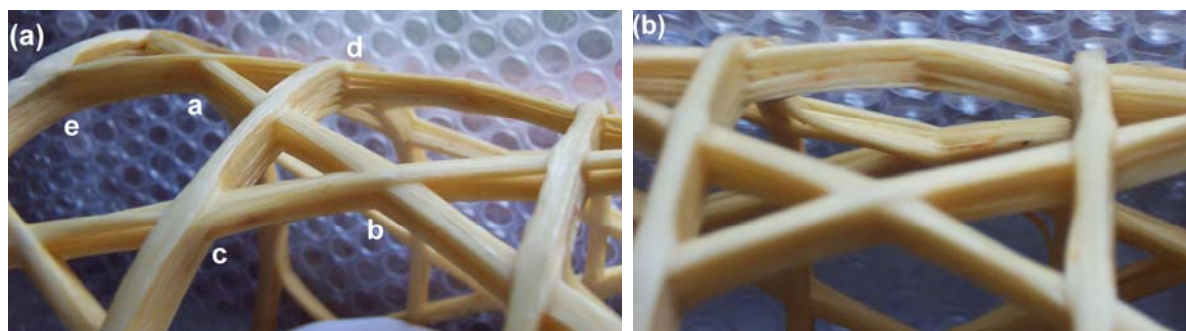


fig. 14 difettosità dovute al processo di manifattura e alla sequenza di deposizione utilizzata

difetti del prototipo (fig. 14):

1. nei punti **a** e **b** s'osserva che la sequenza di deposizione porta a una sovrapposizione alternata delle fibre sui nodi delle rib elicoidali. Questo comporta che, nell'intersezione con una circonferenziale, può verificarsi la separazione tra i vari strati depositi (punto **d** in cui si hanno molteplici distacchi)
2. le rib circolari centrali presentano una sezione leggermente superiore a quella delle elicoidali (punto **c**), cosa che non si ha alle estremità dell'elemento (punto **e**)
3. presenza di una notevole separazione tra gli strati di una rib elicoidale nel punto di intersezione con una circonferenziale (vedi punto **d**).

I prototipi realizzati hanno le seguenti dimensioni caratteristiche:

raggio: 79.5 mm, lunghezza: 300 mm, numero delle rib elicoidali: 20,
numero delle rib circolari: 7, sezione delle rib: 10 x 6 mm

2.3. Prove meccaniche

I tre prototipi sono stati sottoposti a dei test meccanici di compressione. Prima sono stati eseguite delle analisi FEM (fig. 15).

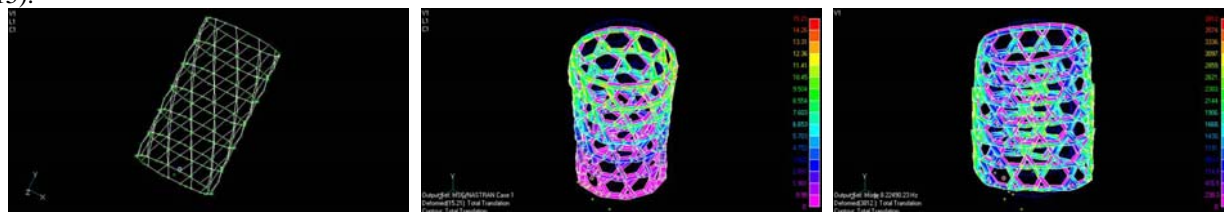


fig. 15 analisi FEM dei dimostratori

prototipo n° 1: sequenza di deposizione delle fibre 1-1-1 in fig. 11

prototipo n° 2: sequenza di deposizione delle fibre 3-L-3 in fig. 11

prototipo n° 3: pre – preg in fig. 14

In fig. 16 è mostrata la sequenza di deformazione del prototipo n° 1 sotto l'azione del carico di compressione. Il prototipo n° 2 ha un comportamento del tutto analogo, ma con livelli di carico differenti.



fig. 16 sequenza di deformazione del prototipo n° 1

Le curve carico – spostamenti, relative ai prototipo n° 1 & 2, riportate in fig. 17 sono estremamente importanti. Infatti, mostrano che i due prototipi hanno un comportamento meccanico fra loro differente anche se sono del tutto identici in termini di: dimensioni, parametri di manifattura e curing, pressoché identico quantitativo di fibre usato, stesso tipo di resina epossidica.

L'unica differenza sta nella sequenza di deposizione adottata. Nel prototipo n° 2 l'aver depositato le fibre nella direzione dell'applicazione del carico ha dato un incremento significativo nella resistenza meccanica. Naturalmente, per entrambi i dimostratori il comportamento reale è peggiore di quello teorico.

In ogni punto delle curve riportate in fig. 17, è possibile valutare la risposta della struttura alla sollecitazione di compressione. In particolar modo, quando si ha una riduzione istantanea del carico applicato P , vuol dire che in quell'istante temporale ci sono state delle rotture locali, che sono tanto più intense quanto maggiore è il ΔP . Questi risultati forniscono una immediata conferma di quanto sottolineato nel precedente paragrafo riguardo le differenze che si hanno nel comportamento meccanico effettivo dei prototipi rispetto a quello ricavato con i modelli. Tenendo conto sia delle esemplificazioni della teoria, che dei problemi strettamente legati ai processi tecnologici di produzione, il target sta nello sviluppare delle metodologie di manifattura in grado di avvicinare i risultati sperimentali (che già di per se sono soddisfacenti) a quelli limite teorici.

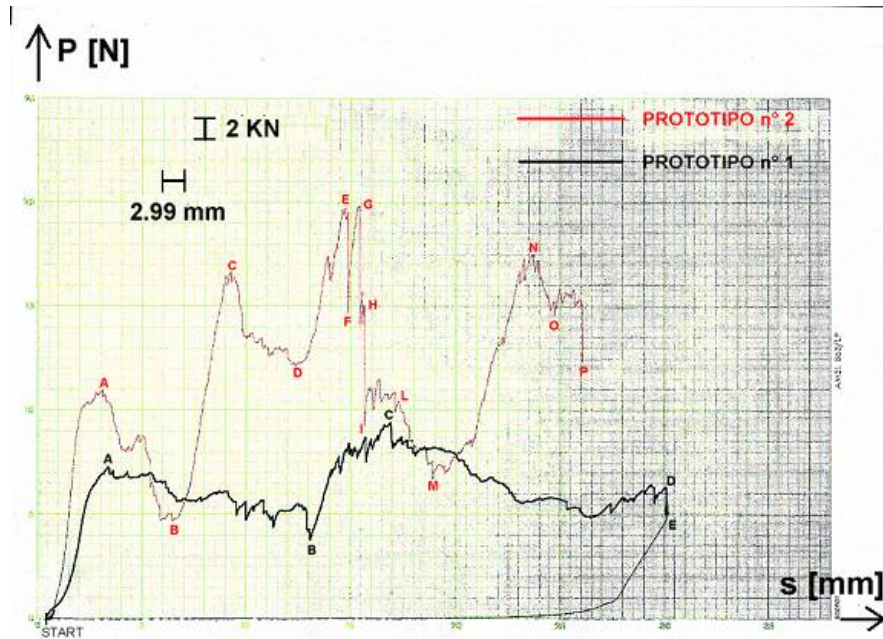


fig. 17 prove di compressione per i prototipi n° 1 & 2

Il grafico in fig. 18, mostra che lungo la struttura il carico applicato non è costante (linea tratteggiata), ma varia con un massimo nelle estremità.

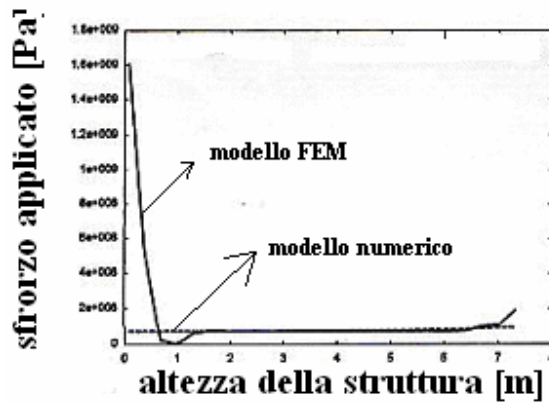


fig. 18 distribuzione del carico lungo la struttura multigrad [2]: teorica (linea tratteggiata), FEM/reale (linea continua)

Questi sono confermati dalle prove sperimentali. Infatti, in fig. 19 è mostrato come le parti più danneggiate dei due prototipi (n° 1 & 2) siano quelle alle estremità, con una quasi assenza di danni nella regione centrale.

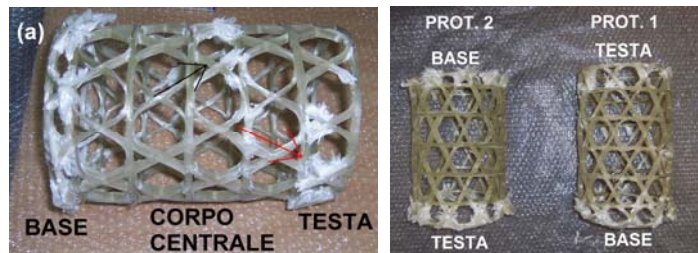


fig. 19 distribuzione dei danneggiamenti nei due prototipi dopo la prova meccanica

Anche il terzo prototipo è stato testato meccanicamente. I difetti tecnologici evidenziati nella fig. 14 influenzano in maniera determinante sul comportamento meccanico. Infatti, sotto l'azione del carico di compressione P , la struttura presenta delle instabilità locali (fig. 20) nonché dei livelli di carico massimo raggiunto inferiori rispetto ai prototipi n° 1 & 2 (fig. 20). Nuovamente viene dimostrato come il processo di manifattura dell'elemento ne influenzi drasticamente il comportamento.

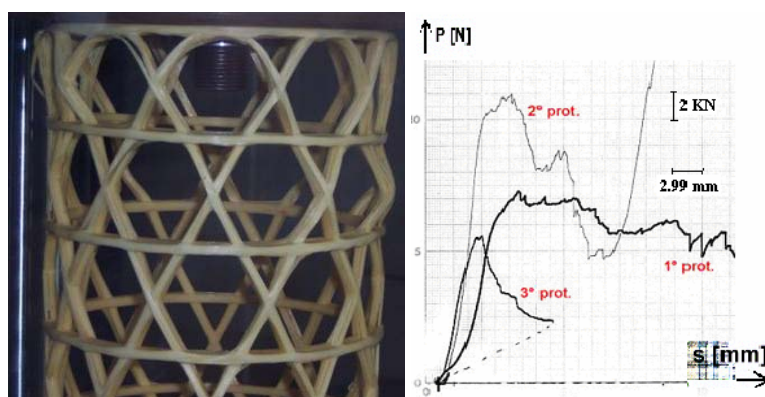


fig. 20 instabilità del prototipo n° 3 e relativo grafico carico – spostamenti

Le instabilità riportate in fig. 20 sono del tutto identiche a quelle descritte da Vasiliev nelle sue pubblicazioni (fig. 21).

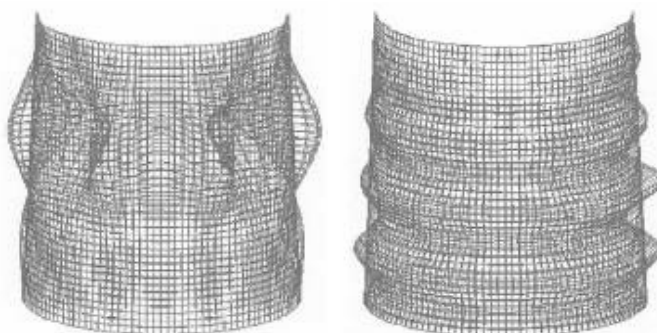


fig. 21 tipi di instabilità (modi) di un elemento lattice multigrig cilindrico descritte da Vasiliev con i suoi modelli

Un possibile miglioramento nelle prestazioni delle strutture lattice multigrig è ottenibile utilizzando la tecnica dell'RTM. Studi in proposito sono in corso per piastre e pannelli isogrid da utilizzare come core di materiali compositi ibridi multistrato.

Anche se presenta delle notevoli difficoltà tecnologiche, la tecnica del filament winding, se opportunamente ottimizzata e automatizzata, può rappresentare il mezzo per l'industrializzazione nella produzione di questo tipo di strutture. In particolare nell'ambito nell'integrazione di eventuali pelli interne/esterne in composito ottenute direttamente dall'avvolgimento e senza la necessità di incollaggi e/o rivettature.

I risultati (numerici/FEM/sperimentali) descritti nel presente lavoro, sono del tutto conformi a quanto determinato da Vasiliev. Le strutture del tipo multigrig possono costituire un nuovo tipo di elemento da utilizzare in molte applicazioni del tipo aerospaziale e in altri settori dell'ingegneria. Come illustrato in questo paragrafo, il comportamento reale di un prototipo (valutato mediante prove sperimentali) differisce da quello teorico. A volte anche in maniera molto significativa. Questo è causato da tutti i problemi del tipo tecnologico che si hanno nella manifattura dei dimostratori. Il target è quello di avere degli elementi reali con un comportamento meccanico di poco inferiore a quello teorico/numerico predetto. Ciò si ottiene implementando la tecnica di produzione, pensando a soluzioni tecnologiche innovative. È importante ribadire che l'RTM sembra essere la metodologia più idonea a risolvere tutti i problemi tecnologici di produzione. Un altro aspetto è legato alle dimensioni della struttura, sia per problemi prettamente tecnologici che per aspetti sperimentali. Infatti, come descritto da Vasiliev, visto la complessità della configurazione multigrig è necessario eseguire i test meccanici su modelli *full scale* e non in scala. Questo introduce ulteriori

complessità dovendo sviluppare degli apparati di prova e dei set – up sperimentali complessi e di dimensioni ragguardevoli. Inoltre, la manifattura di un elemento multigrigrid di piccole dimensioni (es. pannello per satellite) e quella di uno molto grande (es. stadio di un lanciatore) potrà presentare dei problemi tecnologici del tutto differenti, strettamente legati alle dimensioni stesse della struttura realizzata.

3. MATERIALI COMPOSITI RINFORZATI CON NANOTUBI IN CARBONIO

La realizzazione di strutture aerospaziali innovative richiede, oltre all'uso di particolari geometrie e configurazioni, anche lo sviluppo di materiali avanzati. Nel precedente paragrafo sono stati analizzati i problemi tecnologici che debbono essere affrontati, e risolti, nella manifattura di strutture lattice multigrigrid, affinché le loro caratteristiche siano molto simili a quelle teoriche ideali. Ovviamente, un elemento reale presenterà sempre un comportamento meccanico peggiore rispetto a quello predetto in fase di studio e design.

Pertanto, i punti di riferimento sono: il processo tecnologico e il materiale utilizzato. Per quest'ultimo, le nanotecnologie, e in particolar modo i nanotubi in carbonio (carbon nanotubes CN) offrono spunti interessanti per l'implementazione delle proprietà dei compositi (polimerici, metallici e ceramici).

I CN sono strutture tubolari in pratica monodimensionali poiché hanno un diametro di pochi nanometri e una lunghezza di alcune decine di micron.

Le fasi caratteristiche nello sviluppo di un materiale nanometrico (es. nanotubi in carbonio) sono: la sintesi, la purificazione, la funzionalizzazione e la successiva integrazione all'interno della matrice.

La produzione di un materiale composito nanostrutturato richiede una specifica sequenza di preparazione. Il primo step riguarda la scelta dei materiali di base da utilizzare (polimero, catalizzatore e carica nanometrica). Va studiato un processo di preparazione (mescolamento e degasaggio in forno) con il quale ottenere, all'interno della matrice, una distribuzione della carica nanometrica la più uniforme possibile, in assenza di vuoti interni. Questo per avere un composito isotropo, omogeneo ed uniforme. La carica nanometrica inserita nella matrice dovrà essere funzionalizzata, ovvero, dovranno essere definiti opportunamente i parametri di curing tali da creare un legame chimico tra carica e matrice e, quindi, ottimizzare il trasferimento degli sforzi applicati. Un altro aspetto importante è l'analisi, tramite microscopi ottici ed elettronici, della sezione di frattura dei campioni, dopo i test statici e dinamici, per valutare il comportamento meccanico del composito nanostrutturato.

In fig. 22 è mostrato il deposito di nanotubi in carbonio presenti sulla superficie di un elettrodo di grafite catodico sottoposto a un processo di sintesi ad arco voltaico e la relativa caratterizzazione (SEM, HRTEM).

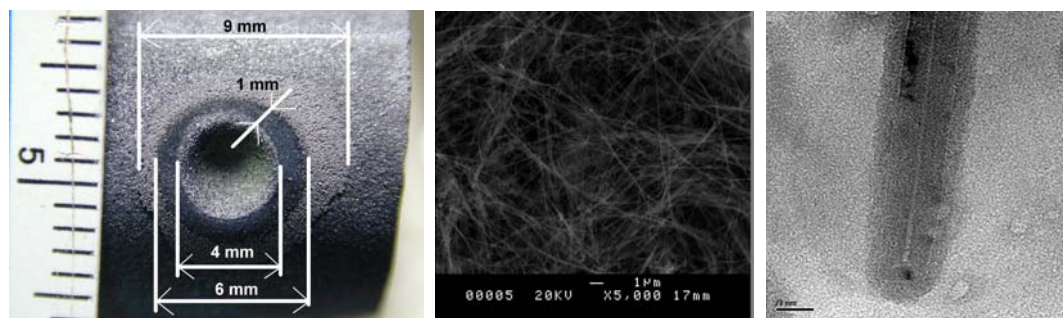


fig. 22 morfologia di un elettrodo di grafite dopo esser stato sottoposto a un processo di arco voltaico e successiva caratterizzazione SEM e HRTEM del deposito

Come riportato in bibliografia, i CN hanno delle proprietà (meccaniche, elettriche, termiche, etc.) di estremo interesse. In particolar modo, un modulo di Young di 1 TPa. Con questo dato è possibile dimensionare, con il modello di Vasiliev, una struttura anisogrid con i seguenti dati di partenza:

raggio: 1.5 m, **altezza:** 4 mm, **carico di compressione:** 3 MN

e utilizzando i seguenti materiali:

1. lega di alluminio Al2024

2. composito a matrice polimerica (resina epossidica) rinforzata con fibre di carbonio unidirezionali: Hs/Hp
3. Hs/Hp con l'aggiunta di un 5% in volume di CN (considerando un valore nominale del Modulo di Young di 1 TPa).

Per ciascuno dei suddetti materiali, la massa **M** della struttura in oggetto, minimizzata secondo Vasiliev è riportata nella tab.1.

Materiale	Al2024	Hs/Hp	Hs/Hp + 5% in vol. di CN
Modulo di Young [Pa]	70E9	12E10	16E10
Massa M [Kg]	206.3	84.1	69.7

tab.1 massa della struttura lattice anisogrid al variare del tipo di materiale impiegato

Come mostrato in tabella, l'uso dei CN consente una riduzione significativa della massa complessiva della struttura, già minimizzata secondo il metodo di Vasiliev.

4. CONCLUSIONI

Lo sviluppo di modelli teorici/numerici consente il design di strutture lattice multigrid cilindriche, coniche e piane. Nel presente lavoro è stato dimostrato come distribuire il carico e i vincoli su un elemento lattice multigrid cilindrico al fine di verificare con le analisi FEM i requisiti di: massa minima, resistenza statica e stabilità (locale e globale), secondo il modello di Vasiliev. Sono state sviluppate le metodologie utili alla realizzazione di prototipi, successivamente testati meccanicamente. I risultati sperimentali mostrano che il processo tecnologico di produzione, nonché la sequenza di deposizione delle fibre, rivestono un ruolo fondamentale nel comportamento meccanico della struttura (massimi carichi ammissibili, stabilità, rotture locali). Naturalmente, la resistenza reale dell'elemento, a causa di quanto appena detto, è inferiore a quella teorica nominale. Va implementato il processo di produzione al fine di avvicinare i risultati sperimentali a quelli teorico/numerici.

È stato, infine, analizzato come l'uso dei nanotubi in carbonio può apportare, a parità di prestazioni, un ulteriore miglioramento in termini di alleggerimento delle strutture lattice multigrid.

RINGRAZIAMENTI

Le attività di descritte nella presente memoria sono inerenti ai seguenti Contratti di Ricerca:

- “Studio di strutture multigrid rinforzate con nanotubi in carbonio per applicazioni aerospaziali” tra il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale e Astronautica dell'Università degli Studi di Roma “La Sapienza” e il CSM - Centro Sviluppo Materiali S.p.A.. Si desidera ringraziare, in particolar modo, l'Ing. Ugo Franzoni e l'Ing. Franco Mancina.
- Progetto MIUR/COFIN 2004 (protocollo 2004099859_004): “Validazione numerico sperimentale di strutture multistrato e anisogrid per fusoliere in composito di velivoli realizzate con tecnologie avanzate”.

Si desidera, inoltre ringraziare l'Ing. Mario Sarasso, l'Ing. Angelo Franciosa e il Sig. Benedetto Collacchi della Sistema Compositi S.p.A. presso cui sono stati eseguiti gli avvolgimenti dei tre prototipi cilindrici anisogrid.

BIBLIOGRAFIA

1. V. Vasiliev, V. Barynin, A. Rasin, “Anisogrid Lattice Structures – Survey of Development and Application”, *Composite Structures* 54 (2001) 361-370.
2. D. Slinchenko, V. Verijenko, “Structural Analysis of Composite Lattice Shells of Revolution on the Basis of Smearing Stiffness”, *Composite Structures* 54 (2001) 341-348
3. H. Takikama, O. Kusano, T. Sakakibara, “Graphite Cathode Spot Produces Carbon Nanotubes in Arc Discharge”, *Appl. Phys.* 32 (1999) 2433-2437.

4. H. Zeng, L. Zhu, G. Hao, R. Sheng, "Synthesis of Various Forms of Carbon Nanotubes by Ac Arc Discharge", *Carbon* 36 (1998) 259-261.
5. H. Takikama, M. Ikeda, K. Hirahara, Y. Hibi, Y. Tao, P. A. Ruiz jr., T. Sakakibara, S. Itoh, S. Iijima, "Fabrication of Single Walled Carbon Nanotubes and Nanohorns by Means of a Torch Arc in Open Air", *Physica B* 323 (2002) 277-279.
6. Zhen—Hua, W. Miao, W. Xin-Qing, Z. Hai-Bin, L. Huan-Ming, Y. Ando, "Synthesis of Large Single Walled Carbon Nanotubes by Arc Discharge", *Chin. Phys. Lett.* 91 (2002) vol. 19.
7. H. Takikama, Y. Tao, R. Miyano, T. Sakakibara, Y. Ando, X. Zhao, K. Hirahara, S. Iijima, "Carbon Nanotubes on Electrodes in Short-Time Heteroelectrode Arc", *Material Science and Engineering C* 16 (2001) 11-16.
8. K. Lau, D. Hui, "The Revolutionary Creation of New Advanced Materials-Carbon Nanotubes Composites", *Composite: Part B* 33 (2002) 263-277.
9. D. Tang, S. Xie, W. Zhou, Z. Liu, L. Ci, X. Yan, H. Yuan, Z. Zhou, Y. Liang, D. Liu, W. Liu, "Effect of Cupped Cathode on Microstructures of Carbon Nanotubes in Arc Discharge", *Carbon* 40 (2002) 1597-1617.
10. S. Q. Feng, D. P. Yu, G. Hu, X. F. Zhang, Z. Zhang, "The HRTEM Observation of Cross-Sectional Structure of Carbon Nanotubes", *J. Phys. Chem. Solids* 11 (1997) vol. 58, 1887-1892.
11. V. D. Shimanovich, A. I. Zolotovskii, I. P. Smayaglikov, "an Arc Facility for Studying Carbon Plasma and Obtaining Low-Dimensional Carbon Structures", *Journal of Applied Spectroscopy* 3 (2001) vol. 68.
12. S. Arepalli, P. Nikolaev, O. Gorelik, "Working Toward Nanotube Composite", *Sixth Applied Diamonds Conference/Second Frontier Carbon Technology*, Auburn University, July 2001, NASA/CP-2001-210948.
13. M. Regi, M. Marchetti, F. Mancia, G. Allegri, "Analisi SEM di Carbon Nanotubes", *Aerotecnica Missili e Spazio*, vol. 82, n° 4.
14. M. Regi, M. Marchetti, F. Mancia, S. Laurenzi, R. Procopio, "Sviluppo di Metodologie per le Analisi STEM dei Nanotubi in Carbonio", *Aerotecnica Missili e Spazio*, vol. 83, n° 1.
15. M. Regi, F. Mancia, M. Marchetti, L. Amantini, "Study of Carbon Nanotubes Process for Their Application in the Aerospace Engineering", *Atti del IX Workshop on Microwave Engineering*, UniRoma3 05/04/2004.
16. M. Regi, M. Marchetti, G. Allegri, F. Mancia, "Studio di Strutture Multigrid Rafforzate con Nanotubi in Carbonio per Applicazioni Spaziali", *Atti del Congresso Nazionale AIDAA Roma 15-19/09/2003*, vol. 1, pag. 517.
17. M. Regi, F. Mancia, M. Marchetti, "Produzione e caratterizzazione di Nanotubi in Carbonio", *I° Simposio sulle Tecnologie Avanzate: "Sviluppo delle nanotecnologie: applicazioni per la Difesa"*, 30/06/2004, V Reparto Tecnologico, Ministero della Difesa.
18. M. Regi, M. Marchetti, F. Mancia, G. Allegri, "Synthesis of Carbon Nanotubes and Their Application in Anisogrid Lattice Structures", *Proceeding of the SEM X International Congress*, Costa Mesa 7-10/06/2004.
19. M. Marchetti, D. Cutolo, "Tecnologie dei Materiali Compositi", *Editoriale ESA* 1991