



XIX CONGRESSO NAZIONALE AIDAA
17-21 settembre 2007
FORLÌ (FC)

REALIZZAZIONE DI UNA PIATTAFORMA SPAZIALE MEDIANTE PANNELLI LATTICE MULTIGRID PRODOTTI CON LA TECNOLOGIA RTM

M. Marchetti*, L. Trefiletti*, F. Scarfoglio*
L. Aiello**, M. Bernabei**, F. De Paolis**, E. Dati**, D. Caucci**

* "La Sapienza" - Università di Roma
Scuola di Ingegneria Aerospaziale
Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale e Astronautica
Via Eudossiana 18, 00184 Roma
Tel: 06/44585953, Fax: 06/44585670
e-mail: mario.marchetti@uniroma1.it

** AERONAUTICA MILITARE
Reparto Chimico del Centro Sperimentale Volo
Aeroporto "M.DeBernardi", 00040 Pomezia (RM)
Tel: 06/91292839, Fax: 06/9120217
e-mail: rc.gms@tiscali.it

SOMMARIO

Nell'ambito dello sviluppo delle missioni spaziali, i satelliti rivestono un ruolo di primaria importanza. Infatti, la filosofia del "cheaper, smaller and faster", impone lo sviluppo di sistemi con elevato grado di efficienza, ma che siano "più economici, più piccoli, e realizzabili in tempi minori". Ciò impone una differente visione nei criteri di progettazione, ma soprattutto un cambiamento radicale nell'approccio agli aspetti tecnologici di realizzazione dei manufatti.

Le strutture lattice multigrid, grazie alla loro particolare geometria, consentono di sviluppare elementi piani, cilindrici, tronco conici ad elevate prestazioni meccaniche e con il minimo peso possibile. Le specifiche di resistenza statica e di stabilità vengono rispettate nelle condizioni di massa minima, rispetto a un continuo equivalente, grazie a particolari procedure numeriche iterative basate sul modello di Vasiliev.

Dopo la fase di modellizzazione teorico/numerica, e la relativa verifica agli elementi finiti (FEM), è necessario affrontare il problema della manifattura di tali elementi. Tecnologie quali, l'hand lay – up e il filament winding non consentono di ottenere manufatti ad elevatissima qualità e con costi e tempi di produzione che siano i più ridotti possibili. Per contro la tecnologia del Resin Transfer Molding (RTM), opportunamente ottimizzata, permette la realizzazione di strutture lattice anisogrid, in materiale composito, di eccellente qualità (grado di finitura, tollerancing, elevate frazioni volumetriche, etc.) a fronte di costi e tempi competitivi rispetto alle altre metodologie di produzione.

1. IL MISCROSATELLITE

L'oggetto di questo studio riguarda la parte preliminare della progettazione di una missione spaziale effettuata da un microsatellite. Questo satellite sarà inserito in un'orbita LEO (Low Earth Orbit), e la sua realizzazione prevede alcuni obiettivi importanti:

- minime dimensioni e costi contenuti
- introduzione della tecnologia RTM per applicazioni spaziali
- possibilità di esperimenti scientifici sui materiali

La missione condurrà esperimenti in orbita sul fenomeno di cura di materiali compositi con l'ausilio degli UV. Questo fenomeno sarà applicato a strutture inflatable, per cui sarà studiata l'evoluzione dell'apertura di questo tipo di strutture. L'apertura degli inflatable varierà la configurazione del satellite, quindi si potranno avere dati sulla modifica dei parametri orbitali. Infatti l'aumento dell'area frontale del satellite, provoca un aumento della resistenza atmosferica, che degraderà l'orbita. Tale sistema quindi può essere utilizzato per il decadimento orbitale controllato di satelliti a fine vita operativa.

Per quanto riguarda le dimensioni, la struttura cubica del satellite ha il lato di circa 300 mm, e avrà una massa complessiva non superiore ai 100 Kg (per rimanere nella categoria dei microsatelliti).

Con una massa ridotta, ovviamente si riducono i costi legati al lancio, e con una successiva introduzione di particolari processi tecnologici, si può riuscire nell'ottimizzazione dei costi totali.

Per la parte della struttura, composta da 6 pannelli anisogrid realizzati con la tecnologia RTM (Resin Transfer Molding), in materiale composito costituito da resina epossidica e fibre di carbonio, particolare importante è il sistema di giunzione dei pannelli. Tale sistema dovrà essere rapido e sicuro, assicurando un perfetto accoppiamento tra i pannelli. Sarà costituito da giunzioni tridimensionali, realizzate in lega metallica leggera o in materiale composito, o accoppiando tali materiali insieme. Un ulteriore tipo di giunzioni permetterà di ottenere strutture modulari formate da elementi cubici, in modo da avere la possibilità di costruire piattaforme orbitanti con differenti volumi.

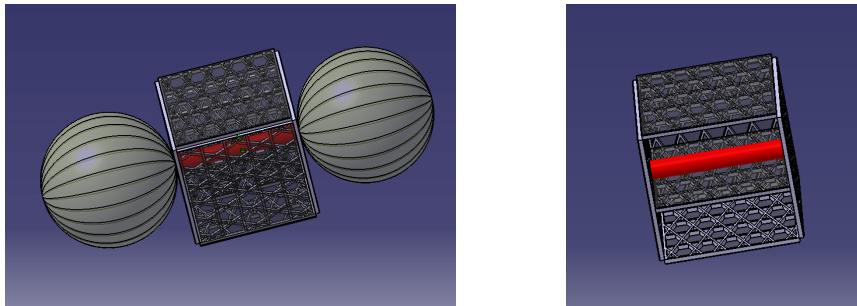


Figura 1: Struttura CAD semplificata del microsatellite e configurazione interna

L'interesse scientifico per questo esperimento è dovuto a molteplici aspetti:

- L'osservazione del fenomeno del dispiegamento, delle sue modalità e tempistiche, potrà assumere il ruolo di acquisizione di know-how per futuri progetti di strutture inflatable nello spazio.
- Lo studio delle reazioni fisico-chimiche all'environment spaziale dei materiali usati per gli inflatable, permetterà di creare un archivio di dati sperimentali altrimenti solo teorizzabili in ambiente terrestre.
- La possibilità di applicare resine sensibili agli UV su parte della superficie degli inflatable, procedendo quindi ad una sperimentazione di polimerizzazione in situ, potrà dare indicazioni riguardo all'irrigidimento di tali sistemi.
- La variazione della geometria del sistema, ed in particolare l'aumento dell'area maestra (superficie impattante con l'atmosfera), creerà una maggior dispersione di energia dovuta al drag atmosferico (fattore da non sottovalutare in orbite LEO). E' allo studio la possibilità di utilizzo delle strutture inflatable come "freni aerodinamici" in grado di velocizzare il deorbiting del satellite.

- L'utilizzo di una tecnica costruttiva come il VARTM (Vacuum Assisted RTM) e di una conformazione strutturale quale quella a pannelli anisogrid, permetterà di validare la costruzione di un microsatellite dalle dimensioni ridottissime, ma dalle caratteristiche strutturali particolarmente avanzate, e dalla elevata modulabilità.
- L'ideazione, la progettazione e la costruzione del sistema, compresi controllo orbitale e d'assetto sarà dimostrazione delle elevate potenzialità di un progetto a costi ridotti.

1.1 La struttura

La struttura principale del microsatellite possiede una forma geometrica cubica, quindi costituita da sei facce, a loro volta realizzate da pannelli con struttura anisogrid. Questi pannelli, in materiale composito (resina epossidica e fibre di carbonio) sono composti da un reticolo in roving di carbonio e da una skin integrata in tessuto di carbonio, direttamente sul reticolo, quindi priva di ogni tipo di incollaggio.

Viene inoltre inserito un pianale trasversale posizionato simmetricamente che servirà come piano di appoggio ai vari sottosistemi del satellite (sistema di potenza, On Board PC, sistema di acquisizione e trasmissione dati, sensori, attuatori, etc.) e per i payload.

1.2 Le giunzioni

Per quanto riguarda le giunzioni, (Figura 2 e Figura 3) risultano essere particolare molto importante dato che la semplicità o la complessità dell'assemblaggio può dipendere dalla loro facilità di montaggio. Sono in valutazione diversi tipi di giunzione, che comunque avranno la capacità di poter unire almeno tre pannelli tra di loro. Il sistema prevede delle piastre forate che saranno unite ai pannelli con viti o perni di ancoraggio in modo da rendere la struttura rigida. In prima soluzione come materiale verrà utilizzata una lega metallica leggera, ma al fine di evitare o minimizzare stress termo-meccanici, si opterà per un materiale composito costituito da resina epossidica e fibre di carbonio, similmente al materiale dei pannelli.



Figura 2: Schema CAD di un sistema di giunzione, singolo e con i pannelli

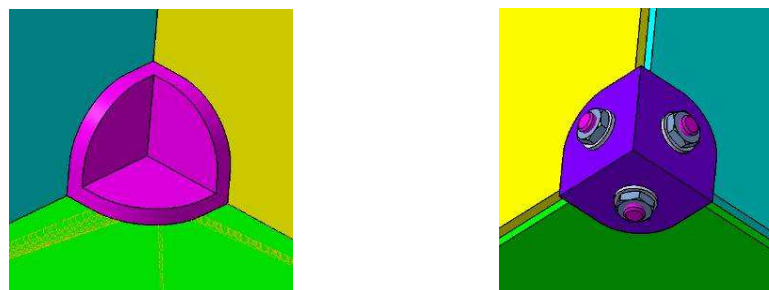


Figura 3 : Schema CAD di altro sistema di giunzione

Si ritiene che le soluzioni appena descritte possano garantire un notevole livello di affidabilità per quanto riguarda l'integrazione dei pannelli e il relativo comportamento strutturale (meccanico e termico in particolar modo) di tutto il microsatellite.

Una ulteriore soluzione è quella di connettere i pannelli direttamente tra loro attraverso collanti polimerici strutturali.

1.3 Il payload

Sul piano d'appoggio interno vi sarà posizionato un contenitore cilindrico (Figura 1) in composito con fibre di carbonio in cui verranno inserite e ripiegate due strutture gonfiabili collegate ad altrettante piccole bombole di gas inerte compresso. Il contenitore cilindrico, si affaccerà all'esterno del microsatellite con le sue due estremità.

Una volta raggiunta l'orbita in assetto nominale, un piccolo attuatore azionerà le bombole facendo entrare il gas all'interno dei gonfiabili. Contemporaneamente un meccanismo provvederà all'apertura degli oblò di interfaccia con l'esterno, permettendo agli inflatabili di dispiegarsi nello spazio.

1.4 Specifiche tecniche

- **Mass budget:**
La piattaforma in questione rientra nella categoria dei microsatelliti (categoria che comprende sistemi dal peso minimo di 10 Kg fino ad un massimo di 100 Kg); ad una prima stima si ritiene che la massa totale si attesterà intorno ai 20 Kg (dato in fase di verifica e da considerarsi pertanto puramente indicativo).
- **Controllo di assetto e di navigazione:**
Il sottosistema AOCS verrà progettato per offrire diverse possibilità di puntamento e controllo in rispetto delle caratteristiche di flessibilità della piattaforma per diverse missioni. L'architettura che si pensa di adottare per la missione prevede una Stabilizzazione a 3 assi nadir pointing ottenuta attraverso l'azione di 3 magnetic – torquers (uno per asse), comandati dall'On Board Computer coadiuvato da un magnetometro triassiale. Il monitoraggio continuo dell'assetto avverrà attraverso un sistema di sensori basato su un Coarse - Sun – Sensor, un sensore di orizzonte e un blocco di giroscopi al quarzo.
- **Sistema di comunicazione:**
La piattaforma verrà dotata di un sistema di invio dati che permetterà il monitoraggio da terra sia dei parametri della navigazione sia dei risultati degli esperimenti in situ.
Il requisito di progetto attuale è di 1÷1.5 Mbit/sec in downlink, ma ulteriori miglioramenti sono in studio per arrivare a 10 Mbit/sec utilizzando banda X. Per l'uplink è previsto un rate di 50÷ 100Kb/sec
Lo standard ECSS viene applicato per la gestione della telemetria per garantire la compatibilità con la rete di stazioni di terra ESA.
Le unità TX/RX e le antenne saranno progettate presso la stessa facoltà di Ingegneria de La Sapienza.
- **OBC computer di bordo:**
Il computer di bordo sarà basato sull'architettura PC – 104 Plus con DSP TMS 320C6202, 233 MHz. Il sistema operativo utilizzato è RT-Linux già acquistato e in fase di test e in sviluppo sono in device drivers per l'interfacciamento delle periferiche elettroniche di gestione e controllo del satellite.
Il DSP (Digital Signal Processing) viene utilizzato per la codifica e la compressione delle immagini. Tutto il software sarà sviluppato dalla stessa facoltà di Ingegneria de “La Sapienza”, consentendo un maggiore aggiornamento e innovazione anche in corso della missione. La memoria di massa è realizzata mediante dischi allo stato solido.
- **Sistema di potenza:**
Il sottosistema di potenza è stato progettato per 50 – 300W, variabile in base alle specifiche esigenze che saranno definite nelle fasi più avanzate del progetto, in modo da garantire tutte le fasi della missione. Le batterie scelte sono del tipo agli ioni di Li P545 Saphiron TM prodotte dalla Valence Technology e sono impacchettate su due moduli da 24 celle. Anche su queste batterie sono attualmente in corso prove di qualifica e caratterizzazione elettrico meccanica. L'unità PCU (controllo potenza) è basata sull'architettura del DC – DC-converter, Europa VME Back Plane Nominal and Emergency Power Supply. Il controllo digitale dei DC – DC-converter è effettuato tramite FPGA Xilinx Radiation Hardness. Attualmente è in fase di analisi la possibilità di implementare su una o più pareti della struttura delle celle solari, per avere una riserva energetica superiore.

Una campagna di caratterizzazione e qualifica dei pannelli, anch'essi producibili da DIAA, e dei processi è attualmente in corso, per eventuali sviluppi futuri.

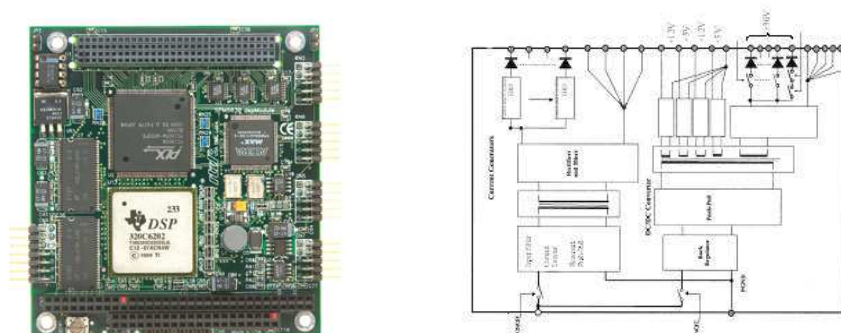


Figura 4: OBC e schema del circuito del sistema di potenza

2. IL PANNELLO ANISOGRID

Basandosi sulla teoria di Vasiliev, si è proceduto alla progettazione della struttura, piana con forma quadrata. Il passo successivo è stata la progettazione e la realizzazione dello stampo in alluminio.

2.1 Teoria di Vasiliev - Le multigrad lattice structures

Le strutture Lattice Anisogrid sono tipicamente realizzate nella forma di una sottile parete cilindrica, o conica, costituita da un sistema $\pm\phi$ (rispetto all'asse longitudinale) di "costole" (rib) elicoidali e circolarziali.

Una struttura anisogrid, in base alle specifiche imposte, può possedere o meno una pelle interna e/o esterna.

Lo sviluppo di tali strutture ha avuto origine dalle così dette Geodetic Aircraft Frames per il WWII English Bomber Wellington. Per contro, la storia della anisogrid russe parte nel 1921 con la Moscow Radio Tower, alta 148.3 m, disegnata da Shukhov.



Figura 5 : Radio Tower di Mosca e spaccato di una struttura lattice anisogrid a simmetria cilindrica

La storia americana delle Grid Stiffened Structures ha origine con le isogrid in alluminio, sviluppate dalla McDonnell-Douglas Corporation, e usate come interstadio per il lanciatore Delta. Ottenute tramite una lavorazione alle macchine utensili, tali strutture consistono in una serie di rib a forma di triangolo equilatero con una skin relativamente sottile. Esse mostrano un comportamento meccanico isotropico nel piano del pannello stesso.

Il disegno di una struttura Lattice include due fasi fondamentali:

- disegno preliminare

- disegno finale dettagliato.

La prima fase si esegue sotto le seguenti condizioni:

- la struttura è costituita da un determinato numero di rib elicoidali (simmetriche e con orientazione rispetto all'asse longitudinale di $\pm\phi$) e circonferenziali. Quella ideale non ha skin
- le rib circonferenziali dividono i segmenti elicoidali, fra i loro punti d'intersezione, in parti uguali al fine di minimizzarne la lunghezza
- sotto l'azione di un carico di compressione assiale possono essere presenti instabilità locali

La teorica efficienza in peso di una struttura lattice anisogrid è di molto superiore a quella delle strutture tradizionali. Tutto ciò può essere spiegato in due modi. Primo, le rib forniscono una notevole rigidità a membrana e a flessione con una massa inferiore a quella di un guscio continuo che fornisce solo resistenza a membrana e richiede ulteriori elementi di rinforzo in grado di garantire quella a flessione. Secondo, la struttura lattice è caratterizzata dalla azione autostabilizzante, che la rende meno sensibile a possibili difetti di fabbricazione e permettendo di ottenere carichi critici estremamente elevati e legati alla rottura delle rib elicoidali. Inoltre, nel caso in cui vengono impiegati compositi unidirezionali ad elevata resistenza allora è possibile ottenere un'elevata efficienza in peso.

Ovviamente una struttura reale, vale a dire con elementi aggiuntivi (doors, joints, etc.), presenta delle caratteristiche di resistenza inferiori.

Nell'esecuzione della fase di "disegno dettagliato finale" le dimensioni ottenute nel "disegno preliminare (tramite la teoria di Vasiliev sono solo dei valori indicativi di partenza da cui estrapolare i valori finali, mediante l'analisi FEM e i test di laboratorio su modelli full size. Inoltre, verranno considerati i seguenti fattori:

- introdurre vincoli strutturali
- considerare elementi di rinforzo
- vincoli e limitazioni dovuti al "manufacturing method" (restrizione delle sezioni delle rib e riduzione nella loro lunghezza effettiva e nel loro numero, angoli ammissibili nell'impiego del filament winding) [4][5][12].

Presso il laboratorio SASlab sono stati realizzati diversi prototipi di pannello con struttura anisogrid, con e senza skin esterna e con materiali differenti.

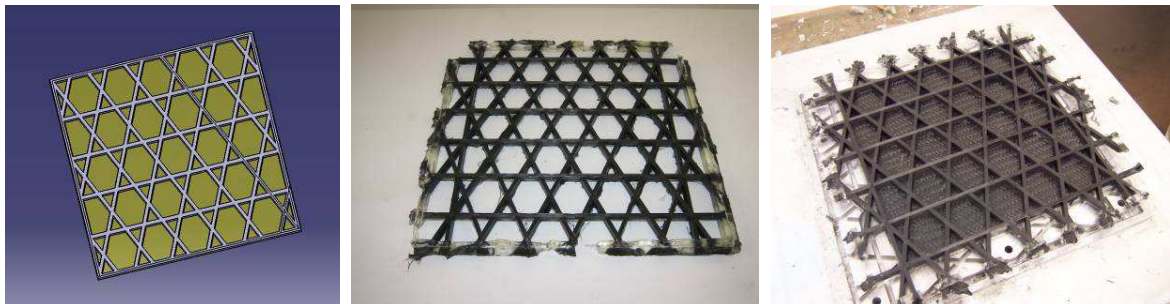


Figura 6: Schema CAD del pannello anisogrid; esempio senza e con skin esterna

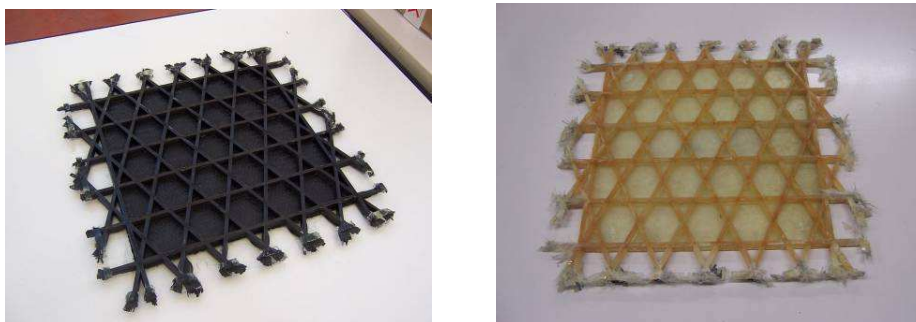


Figura 7 : Prototipi con skin esterna in carbonio e vetro

2.3 Tecnologia RTM

Il Resin Transfer Molding (RTM) è un processo a stampo chiuso che permette la realizzazione di compositi in diverse forme, dimensioni e prestazioni. Il processo si differenzia dagli altri tipi di stampaggio per il fatto che il rinforzo e la resina sono combinati all'interno dello stampo.

Durante il processo due o più componenti reattivi vengono opportunamente miscelati e iniettati in uno stampo chiuso ove precedentemente è stata posizionata una preforma in fibra. I vantaggi consistono nella possibilità di ottenere manufatti con elevato grado di finitura superficiale, manufatti complessi con accuratezza dei dettagli e minori operazioni di rifinitura. Si possono utilizzare differenti tipi di resine, come le poliesteri e le vinil esteri. Per ottenere migliori proprietà meccaniche si è diffuso l'uso delle resine epossidiche [11].

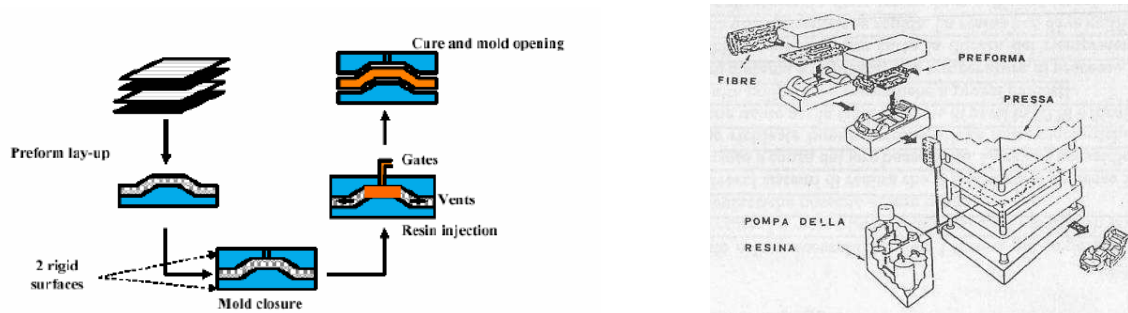


Figura 8 : Descrizione del sistema RTM

2.4 Caratterizzazione dei pannelli con controlli non distruttivi

Presso il Reparto Chimico del CSV (Centro Sperimentale Volo) dell'Aeronautica Militare di Pratica di Mare (RM) è stata effettuata una serie di controlli non distruttivi per la caratterizzazione della struttura anisogrid. Sono stati effettuati controlli al microscopio ottico, ultrasuoni C-scan e analisi termografiche. Una parte delle analisi è rivolta alla microscopia SEM.

2.4.1 Microscopia ottica

Da una parte della struttura è stata prelevata una serie di 5 campioni, nelle zone che potevano risultare di maggiore interesse: nei punti di incrocio delle rib (doppio e triplo) e nelle zone in cui la skin aderisce alle rib.

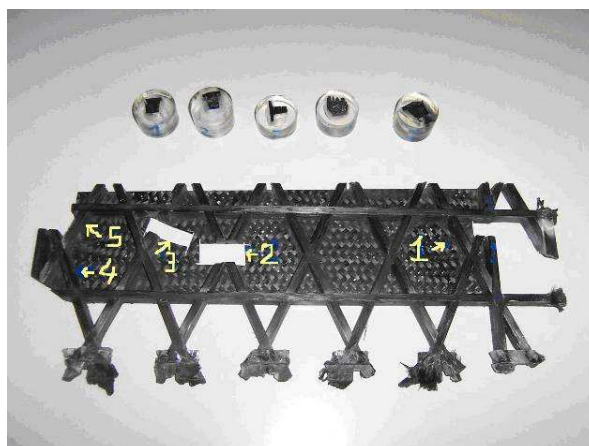


Figura 9: Prelievo dei campioni per la microscopia ottica

- CAMPIONE 1: incrocio tra rib diritta e inclinata

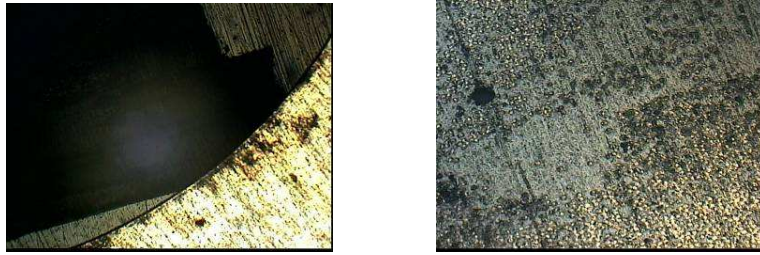


Figura 10: a sx (12.8x), a dx interfaccia con skin (64x)

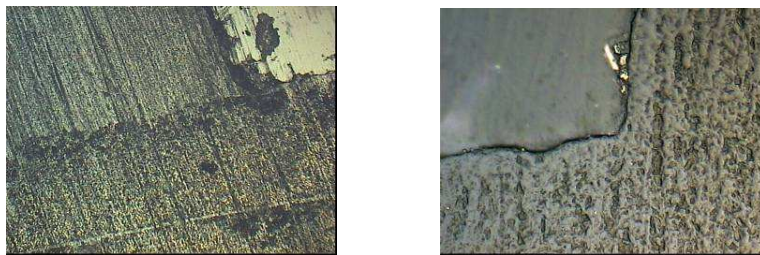


Figura 11: a sx (64x), a dx spigolo (500x)

- CAMPIONE 2: incrocio di 2 rib inclinate (incrocio doppio)

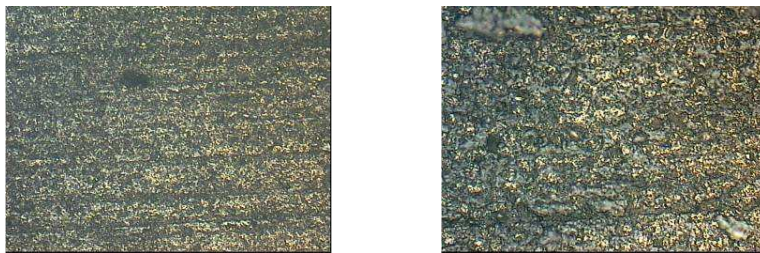


Figura 12: a sx mezzeria (200x), a dx mezzeria (500x)

- CAMPIONE 3: rib singola con skin



Figura 13: a sx interfaccia braided-unidirezionale (50x), a dx interfaccia braided-unidirezionale (200x)

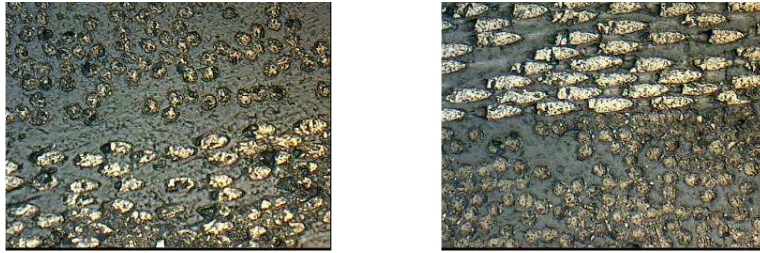


Figura 14: a sx interfaccia braided-unidirezionale (500x), a dx strati del braided (500x)

- CAMPIONE 4: incrocio triplo

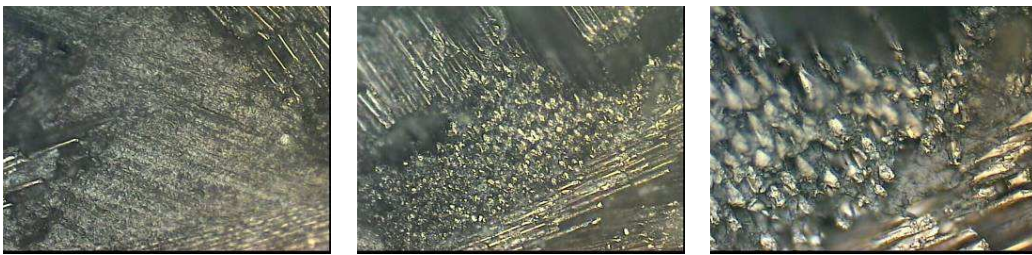


Figura 15: particolari dell'incrocio triplo, da sx 200x, 200x e 500x

- CAMPIONE 5: altro incrocio triplo

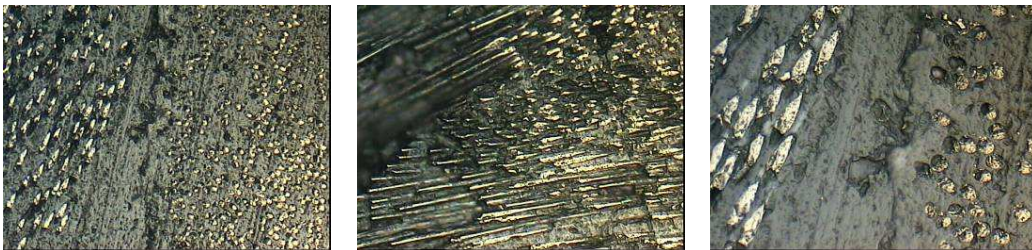


Figura 16: particolari di un altro incrocio triplo, da sx 200x, 200x e 500x

Dall'analisi ottica si nota che tutti i campioni possiedono buone proprietà. In particolare la zona di adesione tra le rib e la skin presenta zone uniformi per quanto riguarda il riempimento e l'allineamento delle fibre. Nei punti di incrocio, sia doppio che triplo, si osserva una buona omogeneità del materiale. Anche tra i vari strati di tessuto braided che compone la skin, si osserva una buona bagnabilità delle fibre, con conseguente migliore adesione con le rib.

2.4.2 Microscopia con SEM

L'analisi al SEM è stata effettuata presso l'Istituto Superiore di Sanità (ISS) di Roma. L'esame in particolare riguarda una piccola lastra piana, realizzata in RTM e testata a trazione.

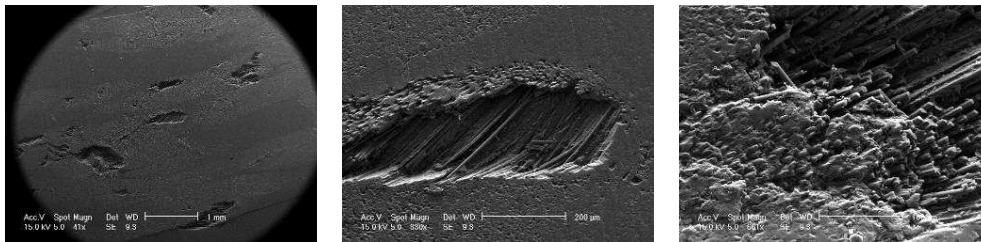


Figura 17: da sx scala di riferimento 1mm, 200 μm e 100 μm

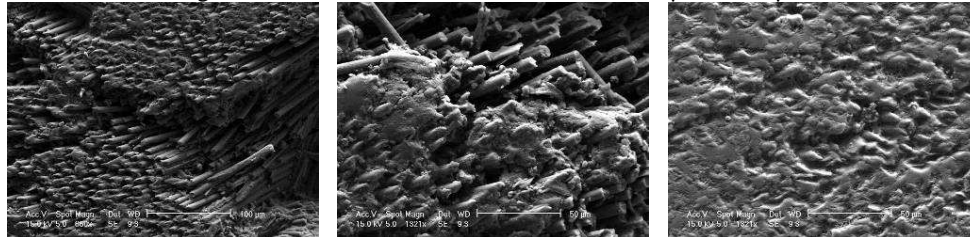


Figura 18: da sx scala di riferimento 100 μm, 50 μm e 50 μm

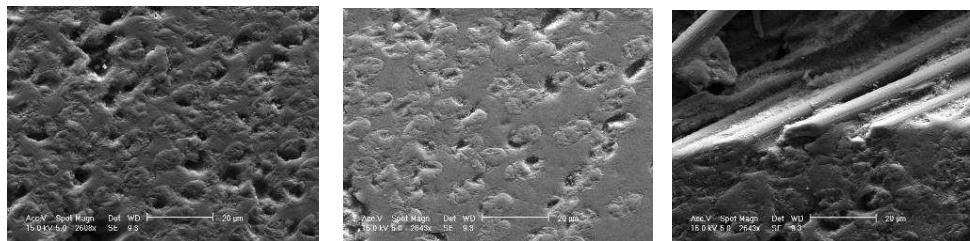


Figura 19: da sx scala di riferimento 20 μm, 20 μm e 20 μm 19

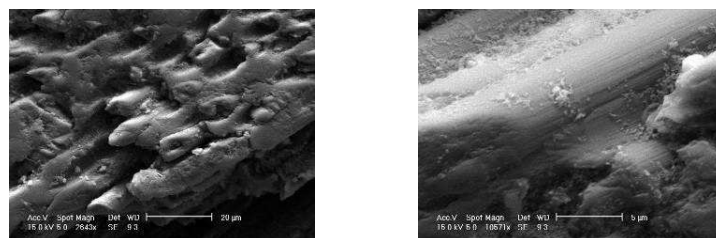


Figura 200: da sx scala di riferimento 20 μm e 5 μm

Con una scala microscopica a questo livello è ovvia la presenza di imperfezioni e di inclusioni nel materiale, però si riflette quanto detto prima, cioè le fibre risultano molto compattate, allineate e possiedono un elevato grado di bagnabilità.

2.4.3 Ultrasuoni C-Scan

L'analisi a ultrasuoni consente di verificare l'adesione tra la skin esterna e le rib della struttura anisogrid. Si può notare come in linea generale ci sia un buon contatto tra le parti.

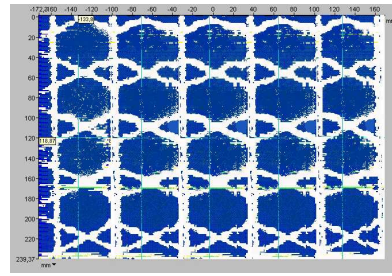
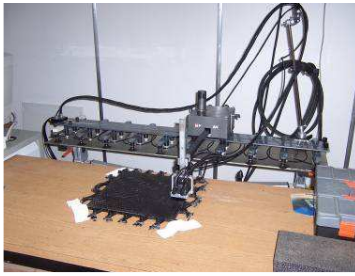


Figura 21: Sistema ultrasuoni C-Scan e mappatura del pannello anisogrid

2.4.4 Termografia

Per le analisi termografiche sono state utilizzati 2 metodi: quello a riflessione (R), indica che sia la lampada riscaldante che il sistema di acquisizione sono posizionati davanti all'oggetto da testare; quello a trasmissione (TT), indica che l'oggetto da testare è posizionato tra la lampada e il sistema di acquisizione.



Figura 212: Sistema per analisi termografica

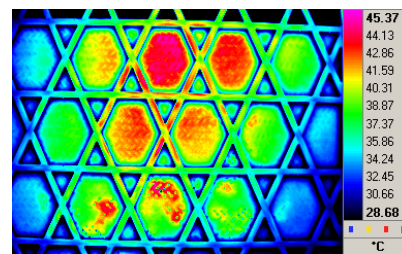
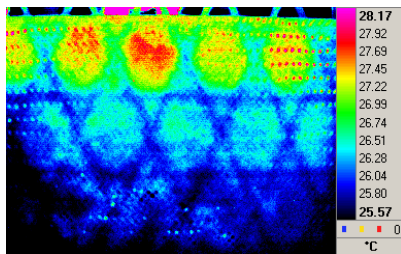


Figura 23: Fronte e retro (R) in rainbow color

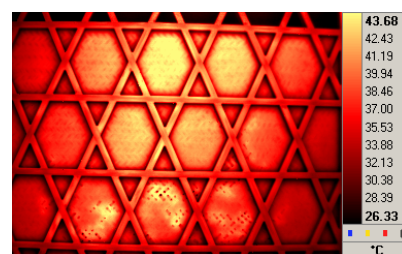
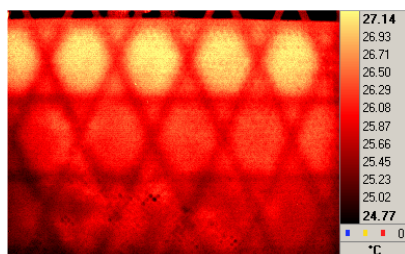


Figura 24: Fronte e retro (R) in red tone

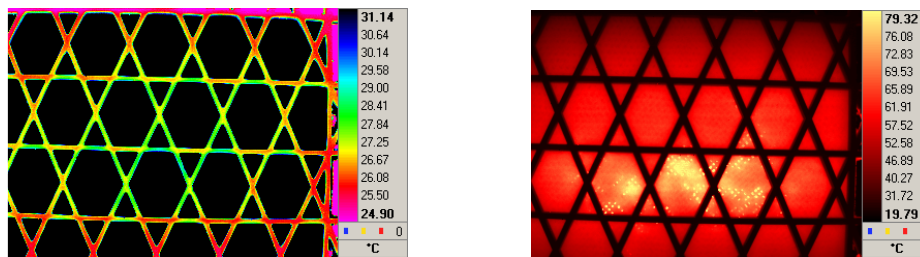


Figura 25: Retro (TT) in rainbow color e red tone

Dalle analisi termografiche si evidenzia che in generale il manufatto ha delle buone caratteristiche e non compaiono evidenti imperfezioni. In alcune zone si può notare il diradamento del tessuto braided per la sua particolare tessitura. Questo problema si è risolto adottando al posto del braided un tessuto 0-90 sempre in fibra di carbonio, che ha una maggiore capacità di copertura.

3. CONCLUSIONI

La reale possibilità di progettare e realizzare una missione spaziale e di costruire il satellite dedicato, sta divenendo oramai un'attività che non è solamente esclusiva di grandi paesi e importanti aziende. Adottando la opportuna tecnologia produttiva come l'RTM e una particolare geometria costruttiva come le strutture anisogrid, si può ottenere un elevato livello di competitività e di innovazione tecnologica.

Le strutture anisogrid consentono di ottenere elementi modulari (nel caso in studio si tratta di un elemento cubico), che opportunamente assemblati, permettono facilmente di costituire satelliti o piattaforme di dimensioni maggiori, ma con una certa semplicità e sicurezza.

Di contro l'innovazione tecnologica potrà essere onerosa in termini di risorse economiche. Per esempio nel caso dei sistemi RTM, le spese iniziali da affrontare sono la progettazione e la realizzazione degli stampi, ma sarà solamente un onere iniziale, visto che il salto tecnologico produrrà ottimi benefici.

Questo si riflette anche sulla base dei validi risultati delle analisi effettuate sulle strutture anisogrid. Infatti si è ottenuto un prodotto dalle notevoli caratteristiche sia riguardo al processo di produzione testimoniato dalla tipologia di controlli, sia riguardo alla particolare geometria della struttura come riportato negli studi e nelle teorie di Vasiliev.

4. BIBLIOGRAFIA

- [1] Bate, R. R., Mueller, D. D., White, J. E., "Fundamentals of astrodynamics", 1971, New York USA
- [2] Wertz, J. R., Larson, W. J., "Space mission analysis and design", 2nd Edition, 1992
- [3] Wertz, J. R., Meisinger, H. F., "Mission geometry; orbit and constellation design and management", 2001
- [4] Vasiliev, V.V., Razin, A.F., "Anisogrid composite lattice structures for spacecraft" and aircraft applications"
- [5] Vasiliev, V.V., Barynin, V.A., Razin, A.F., "Anisogrid lattice structures-survey of development and application"
- [6] Kang, M. K., Lee, W. I., Hahn, H. T., "Analysis of vacuum bag resin transfer molding process", Composites: Part A, 32 (2001) 1553-1560; Elsevier
- [7] Lee, D. H., Lee, W. I., Kang, M. K., "Analysis and minimization of void formation during resin transfer molding process", Composites Science and Technology 66 (2006) 3281-3289; Elsevier
- [8] Bender, D., Schuster, J., Heider, D., "Flow rate control during vacuum-assisted resin transfer molding (VARTM) processing", Composites Science and Technology 66 (2006) 2265-2271; Elsevier
- [9] Long, A. C., "Process modelling for liquid moulding of braided perform", Composites: Part A 32 (2001) 941-953; Elsevier
- [10] Trochu, F., Ruiz, E., Achim, V., Soukane, S., "Advanced numerical simulation of liquid composite molding for process analysis and optimization", Composites: Part A 37 (2006) 890-902; Elsevier
- [11] Marchetti, M., Tutolo, D., "Tecnologie dei materiali compositi", II Ed
- [12] Regi, M., Marchetti, M., "Studio di strutture multigrig rinforzate con compositi polimerici avanzati per applicazioni aerospaziali", XVIII CONGRESSO NAZIONALE AIDAA 19-22 settembre 2005, Volterra (PI)