



UNIONE EUROPEA  
Fondo Europeo di Sviluppo Regionale




CTN01\_00176\_163601



## TRIM

# Tecnologia e Ricerca Industriale per la Mobilità Marina

## Definizione delle geometrie di prova e relative simulazioni

Sotto-Progetto	Alleggerimento	
Obiettivo Realizzativo	Sviluppo di tecniche per il dimensionamento di strutture, componenti e sistemi di navi da diporto	
Descrizione attività	Definizione delle geometrie di prova e relative simulazioni	
Tipo di documento	Rapporto Tecnico	
Codice del documento	SP.1-OR.4-D.2	
Data di emissione	15/09/2021	
Redazione	Filippo Phelan, Marco Gaiotti, Cesare Mario Rizzo	 UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI GENOVA



FINCANTIERI



AZIMUT BENETTI GROUP





Titolo documento            Definizione delle geometrie di prova e relative simulazioni

Codice documento            SP.1-OR.4-D.2

Distribuzione                Riservato

Rev.	Data	Pagine	Redazione	Responsabile
0	15/09/2021	2+62	Filippo Phelan, Marco Gaiotti, Cesare Mario Rizzo	Cesare Mario Rizzo

L'attività descritta nella presente pubblicazione è stata finanziata dal Progetto TRIM — Tecnologia e Ricerca Industriale per la Mobilità Marina — coordinato dal Consiglio Nazionale delle Ricerche e finanziato dal Ministero dell'Università e della Ricerca nell'ambito dell'iniziativa dei Cluster Tecnologici Nazionali.

## Indice

Elenco delle figure	3
Elenco delle tabelle	4
Sommario	5
<b>1 Introduzione</b>	<b>6</b>
<b>2 Materiali costruttivi degli alberi del rig</b>	<b>9</b>
<b>3 I materiali compositi</b>	<b>12</b>
<b>4 Criticità e rottura dei materiali compositi</b>	<b>15</b>
<b>5 Processi produttivi dei materiali compositi</b>	<b>18</b>
5.1 Hand lay-up . . . . .	18
5.2 RTM . . . . .	19
5.2.1 Vacuum infusion . . . . .	19
5.3 Laminazione con rinforzi preimpregnati ( <i>prepreg</i> ) . . . . .	20
5.4 Filament Winding . . . . .	21
<b>6 Produzione di alberi in composito</b>	<b>22</b>
<b>7 Processi produttivi alternativi</b>	<b>24</b>
7.1 Realizzazione dell'albero in più componenti . . . . .	25
7.2 Out-of-Autoclave (OoA) Prepregs . . . . .	26
7.3 Vacuum infusion . . . . .	29
<b>8 Analisi dei costi dei materiali</b>	<b>31</b>
<b>9 Simulazioni sulla robustezza delle configurazioni</b>	<b>33</b>
9.1 Teoria Classica del Laminato . . . . .	33
9.2 Regola delle miscele . . . . .	35
9.3 High Speed Craft Code . . . . .	36
9.4 Caratteristiche Meccaniche del Laminato . . . . .	37
9.5 Analisi FEM . . . . .	38
9.6 Il Buckling . . . . .	39
9.7 Analisi di buckling linearizzato . . . . .	41
9.8 Pannello da Analizzare . . . . .	42
<b>10 Simulazioni su Alberi in Carbonio</b>	<b>45</b>
<b>11 Simulazioni sulla Geometria del Pannello</b>	<b>51</b>
<b>12 Nuove Geometrie per Alberi in Carbonio</b>	<b>56</b>
<b>13 Conclusioni</b>	<b>58</b>
Riferimenti bibliografici	60

## Elenco delle figure

1	Alberi estrusi in alluminio [1]. . . . .	9
2	Rinforzo MAT (sinistra), unidirezionale (centro), tessuto (destra) [2]. . .	13
3	Modi di rottura nei materiali compositi [3]. . . . .	16
4	Laminazione manuale in una piccola imbarcazione [2]. . . . .	18
5	Schema stampo, controstampo e circuito di iniezione RTM [2]. . . . .	19
6	Laminazione con infusione in sacco del vuoto di un grande yacht [2]. . .	20
7	Filament winding di un albero in carbonio, Seldén Masts [4]. . . . .	22
8	Sezione di un albero realizzato unendo due stampate [5]. . . . .	23
9	Schema di una sezione d'albero con overlap trasversale e maggiorazione dello spessore in corrispondenza del cupolino di prua e di poppa [6]. . .	23
10	Giunzione conica per l'assemblaggio di un albero realizzato in più componenti [7]. . . . .	26
11	Microstruttura di un prepreg OoA [8]. . . . .	28
12	Schema dei componenti in composito (blu, azzurro e verde) di un Boeing 787 [8]. . . . .	29
13	Confronto dei costi delle materie prime. . . . .	32
14	Assi di ortotropia di una lamina in composito. . . . .	34
15	Rotazione degli assi di riferimento della lamina. . . . .	35
16	Grafico del buckling di una trave al crescere delle imperfezioni. . . . .	39
17	Buckling locale di un pannello d'albero [9]. . . . .	41
18	Curve della sezione del pannello. . . . .	43
19	Modello FEM del pannello realizzato in ADINA. . . . .	43
20	Dettagli dei Rigid Links utilizzati in testa al pannello (sinistra) nel piede (destra). . . . .	44
21	Peso di un albero di un ketch di 59 m realizzato in alluminio e in carbonio, tesi magistrale in Yacht Design di F. Phelan [6]. . . . .	45
22	Spostamenti trasversali del rig esaminato nella tesi di F. Phelan [6]: a sinistra il caso con albero in alluminio, a destra il caso con albero in carbonio. . . . .	46
23	Risultati di buckling relativi al pannello in alluminio (senza stucco): buckling trasversale (sinistra) e buckling locale (destra). . . . .	47
24	Risultati di buckling relativi al pannello fibra di carbonio (infusione epoxy con 0% vuoti): buckling trasversale (sinistra) e buckling locale (destra). . . . .	47



25	Risultati di buckling relativi al pannello in alluminio (con stucco): buckling trasversale (sinistra) e buckling locale (destra). . . . .	48
26	Sezioni del pannello in base alla configurazione progettuale ipotizzata. . . . .	51
27	Curve della sezione del pannello nel caso in alluminio. . . . .	52
28	Buckling del pannello con configurazione in alluminio. . . . .	52
29	Buckling del pannello in prepreg nel caso di produzione con filament winding. . . . .	53
30	Buckling del pannello in prepreg dato dall'unione di due semigusci, senza zone di rinforzo. . . . .	53
31	Buckling del pannello in prepreg dato dall'unione di due semigusci, con rinforzo dei cupolini. . . . .	54
32	Film di epoxy core (in rosso) inserito nella sezione dell'albero [5]. . . . .	56

## Elenco delle tabelle

1	Proprietà delle fibre. . . . .	12
2	Costi delle materie prime. . . . .	32
3	Caratteristiche meccaniche di fibre e resine. . . . .	37
4	Caratteristiche dei layer. . . . .	37
5	Caratteristiche meccaniche di alluminio e fibra di carbonio con diverse percentuali di vuoti d'aria. . . . .	38
6	Caratteristiche geometriche del pannello. . . . .	44
7	Costi e pesi dei pannelli. . . . .	44
8	Riduzione del peso del rig di un ketch di 59 m, tesi magistrale in Yacht Design di F. Phelan [6]. . . . .	45
9	Risultati delle analisi di buckling linearizzato sul pannello. . . . .	48
10	Confronto Resistenza/Peso dei vari pannelli esaminati. . . . .	49
11	Confronto $LF$ /Costi dei vari pannelli esaminati. . . . .	49
12	Confronto Costi/Peso dei vari pannelli esaminati. . . . .	50
13	Confronto tra resistenza e peso delle configurazioni progettuali studiate. . . . .	54
14	Confronto tra resistenza e costi delle configurazioni progettuali studiate. . . . .	55
15	Peso e resistenza a buckling dei pannelli con core in EFOAM. . . . .	57
16	Peso e carico critico dei pannelli con core in EFOAM. . . . .	57
17	Confronto Resistenza/Peso dei vari materiali del pannello. . . . .	57

## Sommario

In questo documento è trattato il tema delle geometrie progettuali degli alberi appartenenti a sistemi velici e delle relative simulazioni numeriche effettuate. Con il termine “geometrie progettuali” si è voluto individuare la configurazione della struttura come funzione del materiale e del processo produttivo con cui essa è realizzata, essendo per l'appunto la geometria vincolata a questi due parametri.

Ciò ha consentito inoltre di sviluppare due dei quattro aspetti individuati al termine della prima relazione di questo Sotto-progetto SP.1 “Alleggerimento”, Obiettivo Realizzativo OR.1.4 “Sviluppo di tecniche per il dimensionamento di strutture, componenti e sistemi di navi da diporto”, appartenente al progetto di ricerca TRIM, ovvero l'utilizzo di materiali e configurazioni innovativi e lo studio di processi produttivi alternativi.

Una volta individuati i compositi in fibra di carbonio come il materiale con cui ottenere la migliore riduzione del peso dei sistemi velici, ne è stata quindi fornita una panoramica sui principali aspetti e i metodi produttivi attraverso cui sono utilizzati per la costruzione di strutture navali. Successivamente sono state eseguite delle analisi numeriche in modo da studiare la resistenza a compressione di un pannello d'albero, prima considerando vari casi con geometria unica e che differivano solo per il materiale e il processo produttivo che li caratterizzava, poi valutando anche la configurazione geometrica che si ottiene da questi primi due parametri.

I risultati sono quindi stati rapportati ai costi e al peso del pannello in ciascun caso considerato. Sebbene la geometria in alluminio sia risultata la meno resistente e leggera, in proporzione è molto più economica dei pannelli realizzati in fibra di carbonio. Tra questi ultimi, l'utilizzo di prepreg per la realizzazione rappresenta il metodo con cui ottenere le massime performance, tuttavia anche i costi sono i più elevati. La realizzazione di alberi in fibra di carbonio per infusione sembra invece rappresentare un buon compromesso per alleggerire la struttura, garantendone comunque pesi contenuti e costi non eccessivi.

## 1 Introduzione

Nella prima relazione del sotto-progetto SP.1 “Alleggerimento”, Obiettivo Realizzativo OR.1.4 “Sviluppo di tecniche per il dimensionamento di strutture, componenti e sistemi di navi da diporto”, appartenente al progetto di ricerca TRIM, è stato analizzato il processo progettuale dell’armo velico e sono state poi individuate quattro aree fondamentali potenzialmente efficaci nell’ottica di una riduzione del peso del rig e di una innovazione dello yacht a vela e del suo processo produttivo:

- simulazioni numeriche;
- prove sperimentali;
- materiali innovativi;
- processi produttivi.

Se si pensa allo sviluppo del progetto di uno yacht, lo “step 0” consiste nel definirne le caratteristiche generali e, in base alle performance che si vorranno ottenere e ai costi ritenuti sostenibili, viene scelto il materiale con cui questo sarà progettato e costruito. Analogamente per il progetto di un’imbarcazione a vela la definizione dei materiali con cui saranno realizzati i componenti del rig rappresenta una delle prime fasi del progetto che comporta successive implicazioni e configurazioni progettuali e ne esclude altre.

Per seguire questo “flusso progettuale” si è scelto di trattare lo studio delle geometrie e configurazioni strutturali degli armi nell’ottica di alleggerire e innovare i sistemi velici iniziando ad approfondire l’utilizzo di materiali innovativi. Insieme ad essi saranno analizzati anche i processi produttivi, poiché dalla scelta di un determinato materiale, e delle caratteristiche che da esso si vogliono ottenere (in termini di proprietà meccaniche, costi e tempi realizzativi, caratteristiche estetiche), dipende la scelta di un determinato metodo costruttivo. Ne consegue che la scelta iniziale del materiale diventa il punto iniziale per la definizione delle geometrie.

La scelta di un materiale, e di un conseguente processo produttivo, pone dei vincoli a livello progettuale e determina quindi la geometria della struttura che dovrà essere realizzata. È per questo motivo che in questa relazione, relativa alla seconda fase del progetto di ricerca, riferendosi al tema dell’attività prevista “Definizione delle geometrie di prova e relative simulazioni” per geometria si intende la configurazione progettuale ottenuta come conseguenza della scelta del materiale che, a sua volta, implica anche un ben determinato processo produttivo. Le geometrie, o meglio le configurazioni strutturali da trattare, vanno quindi individuate identificando dapprima i materiali con i quali costruire un armo velico, successivamente valutando quali siano i processi produttivi possibili per tale materiale e, infine, definendo come migliorare tutti questi fattori, materiali, processo produttivo e geometrie al fine di ottenere un armo alleggerito che mantiene i livelli desiderati di prestazioni e robustezza (rigidezza e resistenza).

Nella prima relazione di progetto [10] sono stati delineati criteri e metodi della progettazione di un armo velico per una grande nave a vela e, in relazione ad essi, sono state definite due “famiglie” di materiali per la costruzione: le leghe metalliche leggere di



alluminio ed i materiali compositi fibrorinforzati. Le tecnologie costruttive delle due famiglie di materiali sono alquanto differenti e portano conseguentemente a configurazioni piuttosto diverse e geometrie dei componenti e degli organi di collegamento differenti.

Poiché il settore nautico rappresenta una fetta di mercato molto ristretta, e il comparto degli yacht a vela ne costituisce una ulteriore nicchia, l'adozione di nuovi materiali e processi produttivi è spesso importata da altri settori industriali dove le risorse impiegate nella ricerca e nello sviluppo di nuove tecnologie sono enormemente maggiori, ovvero dall'industria automotive, aerospaziale e militare. Per la realizzazione di questo studio verranno infatti esplorati questi settori, in modo da cercare novità promettenti e che possano essere applicate anche nel campo della nautica da diporto senza la necessità di studi e relativi tempi e costi che non sarebbero sostenibili da un cantiere navale che produce grandi yacht a vela. L'eventuale trasferimento tecnologico di materiali e processi produttivi, come accennato, implicherà tuttavia modifiche alle geometrie e configurazioni tradizionali che saranno nel seguito di questa relazione approfondite. Alcune di esse non sono state poi ritenute adeguate agli scopi mentre altre sono proposte con le opportune modifiche.

Tra le maggiori innovazioni introdotte in campo nautico si è scelto di concentrare lo studio di questa seconda relazione principalmente sull'utilizzo di materiali compositi in fibra di carbonio. Infatti, l'utilizzo di questo materiale rappresenta senza dubbio il metodo più efficace per ottenere strutture estremamente leggere, rigide e resistenti. Nonostante la loro introduzione all'inizio degli anni '90 nelle barche dell'America's Cup, a causa degli elevati costi, l'utilizzo per imbarcazioni commerciali è ancora piuttosto ridotto ad applicazioni dove sono richieste elevate performance. Inoltre, i criteri progettuali utilizzati spesso non ne sfruttano al massimo le proprietà, a causa di elevati margini di sicurezza dovuti alle incertezze relative al comportamento e al processo produttivo di questa tipologia di materiali.

In questo studio sono quindi esaminati i materiali compositi e le relative tecniche costruttive innovative, approfondendo quanto già riportato nella prima relazione del progetto [10] nell'ottica di ottenere geometrie e configurazioni migliorate. Sarà fornita dapprima una panoramica sui principali aspetti (caratteristiche generali, modi di rottura, processi produttivi) che caratterizzano i materiali compositi, ponendo particolare attenzione alla loro applicazione in campo nautico, ai processi produttivi ed alle relative configurazioni strutturali.

Successivamente, ci si concentrerà sulla produzione di alberi in fibra di carbonio, soprattutto per yacht di grandi dimensioni, esplorando metodi alternativi a quelli standard, cercando di quantificare costi, peso e resistenza dell'albero in vari casi di scelta del materiale e del processo produttivo e valutando la possibilità del loro utilizzo anche in relazione alla costruzione in cantiere e/o alla disponibilità e ai costi di idonee attrezzature di fabbricazione.

Infine, dopo una prima disamina qualitativa dei costi e dei benefici, è possibile identificare le configurazioni progettuali plausibili e per le quali si è ritenuto ragionevole condurre poi le simulazioni numeriche. Ovvero, sono state scartate alcune idee pro-

gettuali la cui realizzazione è ritenuta non conveniente, troppo complessa, oppure non soddisfacente con i requisiti di robustezza e prestazioni di un sistema velico.

Occorrerà quindi, focalizzandosi sui materiali compositi, esplorarne i processi produttivi che necessariamente portano ad avere configurazioni e geometrie differenti rispetto ad una costruzione metallica in lega leggera assunta come configurazione “standard”, essendo questa la tipologia di alberi più diffusa. Solo a titolo esemplificativo di quanto sarà approfondito nel seguito, si può notare che, mentre l’albero in lega leggera è composto da lamiere e rinforzi e/o diaframmi interni, creando quindi una cosiddetta struttura cava in parete sottile con elementi rigidi che suddividono la parete (lamiera/fasciame), un albero in composito è sostanzialmente un tubo con una parete senza elementi di irrigidimento che la suddividono.

Appare evidente anche da questo semplice esempio, tra i molti possibili, come i materiali ed i loro processi di fabbricazione comportino geometrie e configurazioni che necessariamente vanno gestite in fase progettuale, nella costruzione ed in esercizio con approccio assai differente e portano a realizzare strutture con pesi e prestazioni diverse.

Come si vedrà, in conclusione, è comunque possibile, adottando differenti materiali per la costruzione, operare al fine di alleggerire il peso rispetto ad una costruzione standard pur continuando a rispettare i vincoli di robustezza, prestazioni e costo.

## 2 Materiali costruttivi degli alberi del rig

Per millenni gli alberi di navi e barche a vela sono stati costruiti in legno, sebbene la necessità di utilizzare geometrie con sezioni piene ne riducesse le performance in proporzione al peso e la necessità di ricavare gli alberi da un unico tronco al fine di massimizzarne la resistenza complicasse la ricerca di tale materiale. Fino alla prima metà del '900 questo è rimasto il materiale più utilizzato per costruire gli alberi, ma, in seguito ai forti disboscamenti che la rivoluzione industriale aveva comportato, la disponibilità di legname si ridusse molto, rendendone quindi non più vantaggiosa la realizzazione [11].

La successiva introduzione dell'alluminio come materiale dell'albero ha comportato la possibilità di utilizzare geometrie caratterizzate da sezioni cave, con un conseguente miglioramento del rapporto tra caratteristiche meccaniche e peso della struttura [12]. Un altro dei vantaggi dell'alluminio è la presenza di una fase plastica dopo lo snervamento, la quale garantisce una riserva di sicurezza prima della rottura del materiale. Anche se le prime applicazioni di questo materiale si hanno negli anni '30, ad esempio sullo yacht J-class "Shamrock V", è in seguito alla Seconda guerra mondiale che se ne vede una forte diffusione, grazie alla disponibilità ad un costo relativamente economico offerta dall'industria aeronautica [11].



Figura 1: Alberi estrusi in alluminio [1].

A seconda della dimensione dell'albero si possono avere differenti metodi costruttivi. Per derive e piccole imbarcazioni le geometrie degli alberi sono realizzate completamente per estrusione (Figura 1): questo processo è economico e consente inoltre di ottenere geometrie relativamente complesse con sezioni aperte o chiuse, anche con elementi di rinforzo della parete già inseriti nella struttura. Per yacht di dimensioni

maggiori invece gli alberi sono realizzati saldando tra loro delle lamiere di vario spessore e rinforzi/diaframmi interni; in questo caso spesso è anche applicato uno strato di stucco sulla superficie esterna per fini estetici, in modo da andare a nascondere i cordoni di saldatura e gli imbozzamenti delle lamiere in seguito alla loro unione. Poiché lo stucco viene applicato in considerevoli quantità, questo va a modificare la geometria dell'albero e di conseguenza anche la configurazione strutturale. Si può pensare di verificare con simulazione numerica se lo strato di stucco applicato abbia un effetto sulla robustezza della struttura, specialmente con riferimento allo stato limite di instabilità elastica che, come noto e come riportato nella prima relazione del progetto, governa sostanzialmente il dimensionamento di un sistema velico.

L'ultimo grande sviluppo nella costruzione degli alberi è stata l'introduzione dei materiali compositi. In ambito navale i compositi sono stati visti per la prima volta durante la Seconda guerra mondiale, quando la US Navy iniziò a costruire imbarcazioni in vetroresina per il trasporto truppe [13]. La fibra di carbonio viene invece inventata negli anni '50, ma il suo utilizzo industriale si diffonde solo negli anni '60, inizialmente per la produzione di turbine aeronautiche [14]. Le prime applicazioni su yacht risalgono ad inizio anni '90 quando la fibra di carbonio viene utilizzata per la costruzione delle barche di Coppa America [11].

Sebbene scafi e strutture di imbarcazioni da diporto siano realizzati utilizzando sia fibra di vetro, sia fibra di carbonio, e talvolta un ibrido di queste due, per la realizzazione degli alberi di yacht a vela è utilizzata la sola fibra di carbonio. Questa, ha infatti delle caratteristiche di resistenza e rigidità molto maggiori dell'alluminio, consentendo di ottenere un armo velico che offre prestazioni certamente più elevate rispetto alle leghe leggere ed al legno. Inoltre, grazie alle recenti analisi ad elementi finiti è possibile orientare i rinforzi immersi nella matrice lungo la direzione dei carichi principali, così da ottimizzare ulteriormente le caratteristiche di resistenza e leggerezza della struttura.

Tuttavia, i materiali compositi rinforzati con fibra di carbonio sono caratterizzati da costi decisamente elevati sia per quanto riguarda il costo del materiale grezzo (rinforzi in fibra di carbonio, resina epossidica, rinforzi prepreg), sia per il fatto che il processo produttivo di tutti i materiali compositi è caratterizzato da un'alta intensità di lavoro [15]. Un altro grande svantaggio dei materiali compositi è la loro natura fragile: l'assenza di una fase plastica determina una scarsa capacità di assorbire energia in seguito a carichi dinamici, costringendo ad utilizzare elevati coefficienti di sicurezza nel dimensionamento delle strutture.

Per gli alberi in fibra di carbonio si ha una configurazione geometrica che, a seconda del processo produttivo, si presenta con una struttura in parete sottile senza elementi di irrigidimento o in una struttura dove l'ottenimento di zone di rinforzo avviene tramite maggiorazioni dello spessore del pannello (aggiungendo un certo numero di strati di fibre in queste aree) o tramite l'overlap dei semigusci che compongono l'albero. In questo secondo caso l'irrigidimento è quindi in qualche modo "distribuito" più uniformemente sulla struttura rispetto al caso delle geometrie e configurazioni in materiale metallico.

Nonostante la fibra di carbonio venga spesso utilizzata in laminazioni quasi-isotrope



che ne limitano i vantaggi a fronte dell'elevato costo, il suo impiego si sta diffondendo sempre più per alberi di unità di piccole e medie dimensioni in cui sono richieste elevate performance dell'imbarcazione. L'utilizzo su grandi yacht è tuttavia ancora limitato, oltre che dall'elevato impatto sui costi finali, anche da una certa "delicatezza" di questo materiale a fenomeni come la delaminazione, al buckling locale (che avviene più facilmente rispetto all'alluminio) e in generale al processo produttivo, da cui dipendono fortemente i costi, le proprietà meccaniche e la presenza di eventuali imperfezioni [6].

### 3 I materiali compositi

Poiché la scelta del materiale è il primo passo nella realizzazione di una certa configurazione progettuale si è ritenuto opportuno riportare in questa relazione un approfondimento sui materiali compositi, essendo questa la famiglia di materiali con cui si è in grado di contenere il più possibile il peso dell'armo velico. Da un lato si è cercato di illustrare quali sono i parametri progettuali che impattano direttamente sulle geometrie e configurazioni strutturali e come i vari processi produttivi che possono essere adottati impattano su essi, con particolare attenzione al contenimento del peso delle strutture, dall'altro ne sono stati evidenziati i costi (dei materiali a livello quantitativo, di produzione a livello qualitativo) per poter infine valutare quali configurazioni risultano vantaggiose e quali più difficoltose da adottare nell'ottica della riduzione del peso.

I compositi sono materiali ottenuti a partire da almeno due fasi differenti per composizione chimica e proprietà meccaniche. Una fase è costituita dai rinforzi, ovvero le fibre, l'altra, la resina, è la matrice che con le sue proprietà adesive tiene uniti i rinforzi.

Le fibre hanno il compito di dare rigidità al composito, sostengono i carichi e impediscono che le fratture che si originano nella matrice si propaghino. La resina distribuisce i carichi tra le fibre, fornisce resistenza a taglio interlaminare e resistenza chimica; inoltre deve avere un allungamento ultimo a rottura maggiore di quello delle fibre affinché non si rompa prima di queste ultime.

Le fibre possono essere discontinue, disposte casualmente, o continue, orientate lungo una o più direzioni preferenziali. Possono essere di diverse tipologie di materiale, per le strutture navali le più diffuse sono le fibre di vetro, di carbonio e aramidiche (Tabella 1).

Le fibre di vetro E sono le più utilizzate, grazie al basso costo e alle buone proprietà di resistenza e rigidità, le fibre di vetro S hanno proprietà migliori ma sono destinate solo ad applicazioni militari. Le fibre di carbonio sono invece quelle con le migliori proprietà in termini di resistenza e rigidità, tuttavia, sono le più costose e sono molto fragili, offrendo una bassa resistenza agli urti. Infine, le fibre aramidiche offrono un'ottima resistenza agli impatti e buone proprietà di rigidità, resistenza a trazione e resistenza chimica.

Tabella 1: Proprietà delle fibre.

Tipo di Fibra	$E$	$\sigma_u$
	[GPa]	[MPa]
Vetro E	70	3000
Vetro S	80	4500
Carbonio HT	200	5000
Carbonio HM	385	2500
Kevlar	120	3600

Per la matrice sono utilizzate resine polimeriche termoindurenti. Tra queste le resine



poliesteri isoftaliche sono quelle più utilizzate in ambito diportistico: hanno un basso costo, ma scarse proprietà. Ultimamente si sta diffondendo molto l'utilizzo della resina vinilestere che, sebbene abbia un costo maggiore delle isoftaliche, offre caratteristiche quasi simili alle epossidiche. La resina epossidica (epoxy) è quella con le migliori proprietà meccaniche e adesive, tuttavia è anche la più costosa, è molto sensibile alle condizioni ambientali presenti durante il processo di polimerizzazione e necessita di un processo di post-cura nel quale viene fornita una grande quantità di calore.

Le fibre rinforzate dalla matrice compongono una lamina, detta anche layer o strato. Poiché una singola lamina ha uno spessore molto piccolo, spesso inadeguato per applicazioni strutturali, vengono realizzati dei laminati andando a sovrapporre più tipologie di strati con un certo orientamento delle fibre. L'ordine con cui essi sono disposti prende il nome di sequenza di laminazione.

Nelle lamine vengono generalmente utilizzati rinforzi con fibre disposte in una sola direzione (rinforzi unidirezionali) o in due direzioni perpendicolari (rinforzi biassiali e tessuti) in genere bilanciate, ovvero con stessa percentuale di fibra in entrambe le direzioni. Questa tipologia di lamine ha quindi un comportamento ortotropo, per cui resistenza e rigidità sono molto maggiori nella direzione delle fibre e molto più basse nelle altre. Nel caso di rinforzi con fibre corte disposte casualmente (MAT) il comportamento della lamina può essere considerato come isotropo nel suo piano.

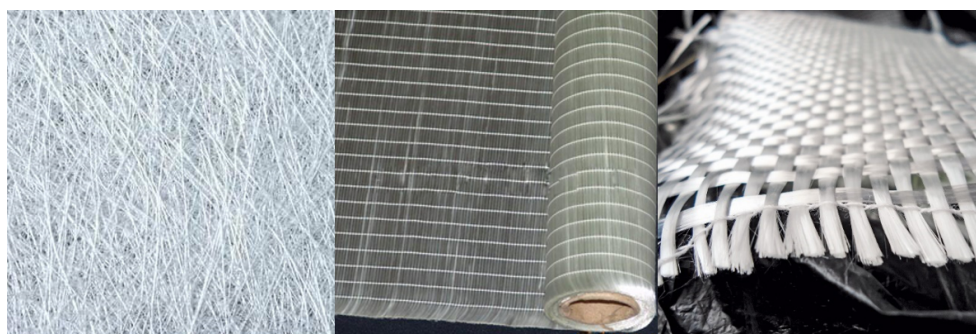


Figura 2: Rinforzo MAT (sinistra), unidirezionale (centro), tessuto (destra) [2].

Per questa ragione in applicazioni in cui non si hanno carichi lungo un'unica direzione, o il loro orientamento non è ben definito, come per il fasciame dello scafo, viene spesso adottata una sequenza di laminazione che dispone gli strati abbastanza uniformemente in tutte le direzioni, in modo da ottenere un laminato quasi-isotropo. Nel caso in cui invece l'orientamento dei carichi è preponderante in una certa direzione è possibile ottimizzare la sequenza con cui gli strati sono disposti, in modo da aumentare le proprietà meccaniche del laminato e ridurre il peso. Negli alberi dei sistemi velici si ha la prevalenza di carichi di compressione e flessionali, perciò, si tende ad orientare più strati nella direzione dell'asse (direzione  $0^\circ$ ).

Uno dei parametri principali di un laminato in composito è il contenuto percentuale di fibre in rapporto al peso totale (del laminato o della lamina), indicato con  $G_c$  nei regolamenti del RINA. Un basso contenuto di fibre si traduce in minori proprietà del



laminato (per la maggiore presenza di resina), tuttavia il  $G_c$  non può essere aumentato arbitrariamente: esso dipende infatti dalle tipologie di rinforzi utilizzate, dal processo produttivo scelto e dall'esperienza del produttore; infine, deve essere presente una certa quantità di resina affinché tutte le fibre siano bagnate correttamente, così da garantire il corretto trasferimento dei carichi e l'assenza di vuoti all'interno delle lamine.



## 4 Criticità e rottura dei materiali compositi

Poiché, al fine di alleggerire l'armo velico, verranno studiate soprattutto configurazioni progettuali in fibra di carbonio, in questo paragrafo si vuole dare una panoramica sui modi di rottura dei materiali compositi e su alcune criticità che li caratterizzano. Infatti, gli stati limite ed i corrispondenti modi di rottura dipendono da un lato dalle proprietà del materiale (modulo di elasticità  $E$ , coefficiente di Poisson  $\nu$ , tensione ammissibile  $\sigma_{amm}$ , ecc.), dall'altro lato dalla geometria della struttura; questi due fattori insieme ne caratterizzano quindi resistenza e rigidità, le due fondamentali caratteristiche della robustezza strutturale.

Visto che spesso il materiale è scelto a inizio progetto, per soddisfare un certo stato limite risulta chiaro come l'unico modo per agire è modificando il dimensionamento, ovvero la geometria della struttura (area, spessori, sezioni, ...). A seconda dello stato limite da verificare si avranno analisi globali, che interessano l'intera struttura, e/o verifiche locali, che ne interessano invece solo una parte, ma che possono portare comunque all'intero collasso, ad esempio come può avvenire con il buckling locale.

Sebbene gli stati limite che interessano i sistemi veloci siano quasi sempre gli stessi, a seconda della famiglia di materiali scelta si avrà la necessità di effettuare delle verifiche diverse: i compositi, come vedremo in questo paragrafo, sono infatti materiali soggetti maggiormente a fenomeni locali e di conseguenza in fase di progettazione sarà necessario porre ulteriore attenzione rispetto al dimensionamento di strutture in alluminio.

In primo luogo, come già anticipato, i compositi sono materiali fragili, caratterizzati da un comportamento elastico e lineare fino al punto di rottura. La mancanza di una fase plastica li rende poco adatti ad assorbire energia e di conseguenza nel loro dimensionamento si è costretti ad utilizzare elevati margini di sicurezza. Solo le fibre aramidiche e di polietilene rappresentano un'eccezione, avendo una fase post-lineare in cui la rigidità del materiale diminuisce progressivamente e che in qualche modo può essere considerata come plastica.

Per rottura del composito si intende quando avviene la rottura di almeno uno strato del laminato. Per questi strati si ha la perdita del loro contributo a resistenza, mentre quelli ancora integri continuano a garantire una certa riserva di resistenza. In questo senso la geometria della sequenza di laminazione diventa un parametro oltremodo importante per la progettazione che ha come obiettivo la riduzione del peso.

Rispetto ai tradizionali materiali duttili impiegati nell'industria navale, acciaio e leghe leggere di alluminio, i materiali compositi sono caratterizzati da diversi modi di rottura Figura 3. Si possono avere rotture interlaminari, ovvero relative all'interfaccia tra due lamine, o rotture intralaminari, cioè all'interno di un layer.

A livello interlaminare è possibile avere:

1. delaminazione dovuta ad apertura;
2. delaminazione dovuta a sforzi di taglio interlaminari.

A livello intralaminare è possibile avere:

3. fessurazione della matrice (matrix cracking);
4. rottura spot delle fibre, ovvero quando una fibra si spezza in due; la gravità del fenomeno dipende dal numero di fibre che si rompono;
5. rottura dell'interfaccia fibra-matrice, ovvero separazione di fibra e matrice.

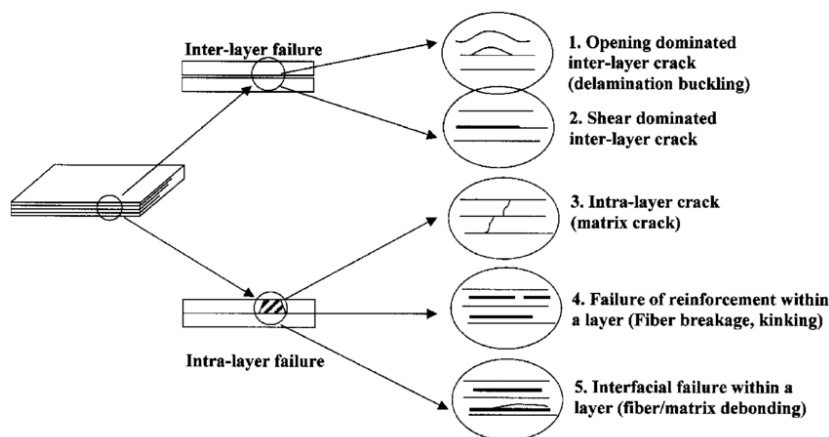


Figura 3: Modi di rottura nei materiali compositi [3].

I modelli più recenti di dimensionamento considerano solo la rottura intralaminare dei vari layer, nonostante per questa tipologia di rotture sia difficile prevedere il modo in cui avviene (3, 4, o 5) e il comportamento del laminato dopo la rottura iniziale [16].

La delaminazione interlaminare consiste nel distacco parziale o completo di una lamina. È il modo di rottura più comune e allo stesso tempo anche il più critico da studiare, dal momento che interessa anche aspetti tridimensionali. Generalmente la rottura parte dalla matrice e si propaga in seguito a sforzi di taglio e a stress perpendicolari al piano del composito; ne consegue una riduzione dello spessore effettivo del laminato e quindi una riduzione della resistenza. Per poter predire le delaminazioni sono disponibili diversi modelli numerici, che impiegano l'utilizzo di elementi coesivi all'interno di software FEM. Tuttavia, l'elevata complessità computazionale ne restringe l'utilizzo pratico solo a piccoli modelli relativi ad analisi locali [17]. Sono stati inoltre realizzati diversi studi volti ad analizzare l'effetto delle delaminazioni sulla resistenza a rottura dei laminati e la perdita di resistenza del materiale nelle zone interessate da questo fenomeno.

Il comportamento dei materiali compositi è caratterizzato da aspetti micromeccanici, relativi al singolo strato, e da aspetti macro-meccanici, che considerano invece il contributo dei vari layer per ottenere il comportamento del laminato. Sebbene gli aspetti micromeccanici, in particolare l'interfaccia tra fibra e matrice, abbiano un ruolo chiave nelle rotture dovute a fatica e a carichi dinamici, sono comunemente trascurati nella progettazione delle strutture navali in composito. Spesso per il dimensionamento di queste strutture sono infatti utilizzate le formulazioni delle società di

classifica, le quali propongono approcci semi-empirici che considerano il laminato come quasi-isotropo, caratterizzandolo solo in base al contenuto di fibre e senza considerare l'effettiva sequenza di laminazione adottata [16].

Infine, deve essere evidenziato come dal processo produttivo, e dalle condizioni in cui avviene la cura della resina (umidità e temperatura), dipendano fortemente le caratteristiche del composito e l'eventuale presenza di imperfezioni quali: vuoti d'aria, delaminazioni, disallineamento delle fibre e variazioni dello spessore del laminato.

I vuoti d'aria sono particolarmente critici: la loro presenza in percentuali considerevoli sul volume del laminato comporta infatti una maggiore facilità di delaminazioni e conseguentemente delle drastiche riduzioni di rigidezza e resistenza del composito. Godani, Gaiotti e Rizzo [18] hanno studiato la perdita di resistenza a taglio interlaminare effettuando dei test su provini realizzati per infusione e con tessuti prepreg con diverso contenuto di inclusioni d'aria. In letteratura sono inoltre disponibili studi e formulazioni empiriche attraverso cui è possibile calcolare le proprietà meccaniche di un composito contenente vuoti d'aria circolari ed ellittici con diverso orientamento; per avere buoni risultati è però necessaria una stima precisa della percentuale di inclusioni d'aria [18].

## 5 Processi produttivi dei materiali compositi

Sono presenti vari metodi attraverso cui è possibile realizzare un manufatto in composito. Generalmente si ha la presenza di uno stampo necessario a dare la forma desiderata al prodotto finché la resina è ancora deformabile. Successivamente, con il processo di cura, si ha l'indurimento della resina: questo processo può avvenire fornendo calore o a temperatura ambiente aggiungendo un catalizzatore o un indurente. Una volta effettuata la cura della resina il laminato è rimosso dallo stampo, ottenendo così il prodotto desiderato. Per le resine epossidiche può essere necessario un processo di post-cura in cui viene fornito calore per completare il processo di reticolazione della resina.

Di seguito si riportano brevemente i principali processi produttivi utilizzati per la realizzazione di strutture in composito nell'industria nautica, illustrandone le principali caratteristiche e in che modo queste ne influenzano la configurazione geometrica.

### 5.1 Hand lay-up

Nella laminazione manuale (hand lay-up) lo strato di rinforzo viene disposto da un operatore sullo stampo, successivamente la resina (già miscelata col catalizzatore) viene distribuita su esso ed infine rullata per impregnare completamente le fibre, compatando gli strati ed eliminando le bolle d'aria. Gli strati di rinforzo sono laminati uno alla volta seguendo l'ordine della sequenza di laminazione.

Questo metodo è il più semplice, è molto economico e consente inoltre di ottenere facilmente forme complesse, tuttavia è difficile ottenere delle caratteristiche del laminato omogenee, poiché la quantità di resina applicata sugli strati e il modo in cui questa viene distribuita dipende dall'operatore. Inoltre, a causa dell'alta intensità di lavoro richiesta può risultare sconveniente per la realizzazione di grandi unità [15].



Figura 4: Laminazione manuale in una piccola imbarcazione [2].

È possibile automatizzare parzialmente il processo attraverso l'utilizzo di una “*impregnation machine*”, consentendo di risparmiare tempo e ottenere proprietà meccaniche maggiormente uniformi. In questo caso lo strato di rinforzo prima di essere posato sullo stampo passa tra due roller, dai quali viene impregnato. Dal momento che la resina è catalizzata subito prima di bagnare i rinforzi si ha un maggiore tempo di lavorazione. La rullatura manuale, affinché vengano eliminate le bolle d'aria e compattati gli strati non è comunque sostituita.

## 5.2 RTM

Nel metodo RTM (*resin transfer molding*) gli strati di rinforzo sono inizialmente posizionati asciutti sullo stampo, in seguito questo viene chiuso da un controstampo e un circuito di tubi inietta all'interno la resina ad alta pressione che impregna le fibre, può essere presente un circuito del vuoto che contemporaneamente aspira la resina in eccesso.

Attraverso questo sistema è possibile ottenere percentuali di contenuto di fibre circa uguali a 0.60, tuttavia l'utilizzo è ristretto solo alla produzione di piccole imbarcazioni a causa della difficoltà nel posizionare molti strati asciutti sullo stampo (soprattutto verticalmente) e ai costi molto elevati degli stampi, i quali devono resistere ad alte pressioni, che rendono conveniente utilizzare il metodo RTM solo per produzioni su larga scala.

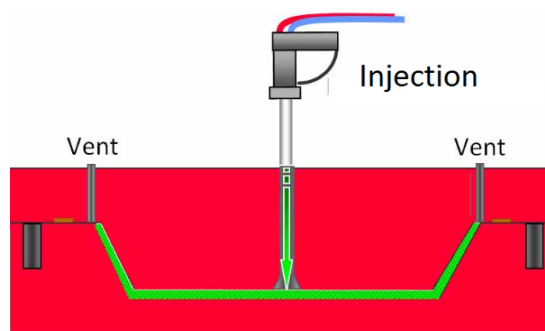


Figura 5: Schema stampo, controstampo e circuito di iniezione RTM [2].

### 5.2.1 Vacuum infusion

L'infusione in sacco del vuoto è un sistema simile all'RTM, che si è recentemente diffuso per la costruzione di yacht di medie e grandi dimensioni. Anche in questo caso gli strati di rinforzo asciutti sono disposti sullo stampo, successivamente sono coperti con un sacco del vuoto, il quale li va a chiudere ermeticamente. Attraverso un circuito di tubi collegati ad una pompa del vuoto il sacco viene mandato in depressione e l'aria all'interno viene aspirata, compattando gli strati; questa fase, detta *debulking*, può durare alcuni giorni per strutture di grandi dimensioni. In seguito, le valvole dei tubi del circuito della resina vengono aperte, così che questa scorra all'interno del sacco

impregnando i rinforzi. Al termine dell'operazione sacco, tubi, *peel ply*, tessuti di assorbimento, ecc. sono rimossi ed eliminati come rifiuti speciali.

L'assenza di un controstampo e le minori pressioni in gioco lo rendono un metodo più economico dell'RTM, tuttavia i costi sono comunque elevati a causa di molti dei materiali impiegati che devono essere gettati ad ogni infusione. Inoltre, per laminati molto spessi (15 ÷ 20 mm) è necessario effettuare più infusioni al fine di contenere le temperature raggiunte durante il picco esotermico della resina, e ciò amplifica ulteriormente i costi.

Inoltre, questo sistema richiede molto tempo per la preparazione (la fase più critica è rendere stagno il sacco del vuoto) e uno studio del circuito di distribuzione della resina, per poter posizionare i tubi di mandata e di aspirazione in modo che la resina venga distribuita uniformemente e non rimangano zone asciutte nel laminato.

La possibilità di raggiungere dei contenuti di fibra molto buoni ( $G_c$  circa 0.60) e la migliore impregnazione dei rinforzi (rispetto alla laminazione manuale) che consente di ottenere dei laminati con proprietà meccaniche molto uniformi e con poche imperfezioni, fanno sì che questo metodo sia sempre più diffuso.

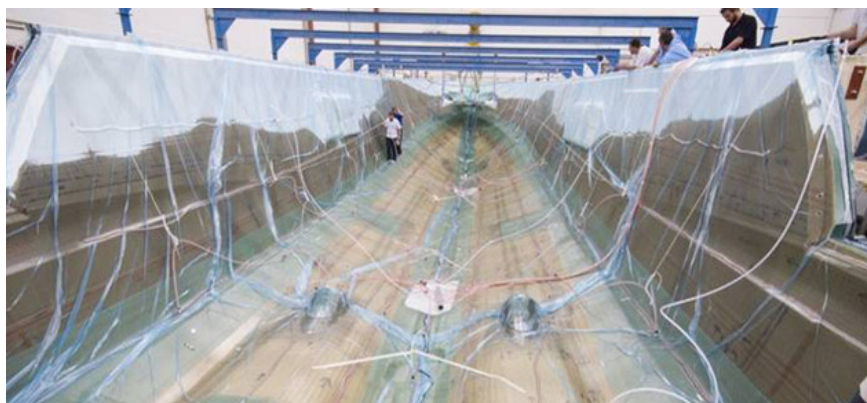


Figura 6: Laminazione con infusione in sacco del vuoto di un grande yacht [2].

### 5.3 Laminazione con rinforzi preimpregnati (*prepreg*)

I *prepreg* sono una tipologia di rinforzi in cui le fibre sono già bagnate dalla resina, in genere epossidica. A causa dei costi molto alti, sia del materiale, sia del processo produttivo, vengono utilizzati per prodotti ad elevate performance, dove si vuole massimizzare il contenuto di fibre nel laminato; questo è infatti il metodo che consente di raggiungere i  $G_c$  più elevati (fino a 0.80).

Il processo di cura della resina è bloccato refrigerando il rinforzo a  $-18^{\circ}\text{C}$ , temperatura alla quale il rinforzo ha una data di scadenza, entro cui usarlo per applicazioni strutturali, di circa 6/12 mesi. Una volta scongelati, i rinforzi hanno un "out-time" entro cui deve essere effettuato il processo di cura della resina, generalmente qualche settimana.

Una volta posizionati i prepreg sullo stampo per formare il prodotto desiderato, il processo di indurimento avviene fornendo calore esterno, in un forno o in un'autoclave. Si ricorre a quest'ultimo macchinario per ottenere migliori le massime prestazioni dal composito, infatti, le elevate pressioni che si raggiungono all'interno di un'autoclave compattano gli strati, eliminando i vuoti d'aria e garantendo così l'ottenimento di manufatti con caratteristiche meccaniche molto elevate.

#### 5.4 Filament Winding

Il "filament winding" è un processo in cui si ha la presenza di un "mandrel" (mandrino), ovvero di uno stampo maschio intorno al quale vengono disposte le fibre o gli strati di rinforzo. In seguito alla cura del composito il mandrino può rimanere parte integrante della struttura o può essere invece rimosso. In quest'ultimo caso può essere solubile, di forma convessa, o smontabile.

Per le strutture del rig spesso è adottato un mandrino in alluminio: con il calore fornito durante la cura questo si dilata, "stirando" le fibre e garantendo così una migliore qualità del composito; successivamente, raffreddandosi, si ritira e favorisce un migliore distacco dal laminato.

I rinforzi possono essere bagnati dalla resina subito prima di essere posati sullo stampo (*wet winding*), possono essere preimpregnati, o possono essere posati sullo stampo asciutti e successivamente bagnati dalla resina. Una volta distesi gli strati di rinforzo, spesso viene effettuato il processo di debulking, applicando sul laminato, o sul singolo strato appena posizionato, un nastro che compatta i rinforzi ed elimina i vuoti d'aria. Infine, il processo di cura avviene in forno o in autoclave.

Questo sistema è generalmente adottato per produzioni in serie, grazie alla relativa facilità con cui può essere automatizzato, e tipicamente per forme tubolari (come, ad esempio, per il fusto di un albero). Ipotizzando che il mandrino non subisca eccessive deformazioni durante il processo di cura, è possibile ottenere tolleranze dimensionali molto buone, sia come uniformità dello spessore che come simmetria del prodotto finito.



## 6 Produzione di alberi in composito

I materiali compositi, quasi sempre fibra di carbonio rinforzata con resina epossidica, vengono utilizzati nel rig degli yacht a vela principalmente per la realizzazione degli alberi, delle crocette e dei boma di imbarcazioni destinate ad avere elevate prestazioni.

Tra questi elementi, l'albero rappresenta il componente la cui realizzazione è la più critica, a causa delle maggiori dimensioni, degli elevati carichi a cui è sottoposto e allo stesso tempo della necessità di essere il più leggero possibile, così da massimizzare le prestazioni dell'imbarcazione. Inoltre, l'albero è un elemento da cui dipende fortemente la sicurezza dell'unità: spesso infatti, in seguito al disalberamento, si verifica il capovolgimento dell'imbarcazione, che, come è ovvio, rappresenta un grandissimo rischio per le persone a bordo, specialmente nel caso in cui queste non siano parte di un equipaggio ben addestrato.

Questi fattori rendono l'albero molto simile a delle strutture aerospaziali, le quali devono essere molto leggere, garantire elevate performance sia in termini meccanici che in termini di sicurezza, e i cui ingombri, spesso notevoli, ne aumentano i costi del processo produttivo.

Attualmente i componenti del rig in fibra di carbonio sono realizzati con il filament winding o con laminazione su stampo aperto. Generalmente per entrambi i metodi si ha l'utilizzo di rinforzi preimpregnati e di un'autoclave per la cura della resina; questi fattori, uniti all'elevata intensità di lavoro che si ha soprattutto per la laminazione su stampo, rendono il costo degli alberi in composito molto elevato in confronto ad alberi in alluminio.

Il filament winding viene impiegato soprattutto per la produzione di elementi medio-piccoli e con un formato "standard" (Figura 7); sebbene con questo processo sia possibile ottenere una geometria dell'albero molto fedele a quella nominale, non è invece possibile disporre le fibre perfettamente lungo l'asse dell'albero, ovvero lungo la direzione in cui i carichi sono prevalenti, perciò si avranno dei limiti nell'ottimizzazione della configurazione geometrica di tale struttura.



Figura 7: Filament winding di un albero in carbonio, Seldén Masts [4].



Per alberi di grandi dimensioni o con geometrie one-off viene invece generalmente utilizzato uno o più stampi su cui vengono laminati i prepreg. In questo caso si ha molta più libertà nella disposizione degli strati di rinforzo, tuttavia, è necessario realizzare la struttura in due componenti che vengono successivamente unite in corrispondenza di un overlap: l'albero può essere quindi diviso longitudinalmente, nella metà di dritta e in quella di sinistra, o trasversalmente, nella parte di prua e in quella di poppa (come riportato in Figura 8, tratta dalla tesi di laurea in Yacht Design di F. Zamani [5] e relativa all'albero di un Open 60).

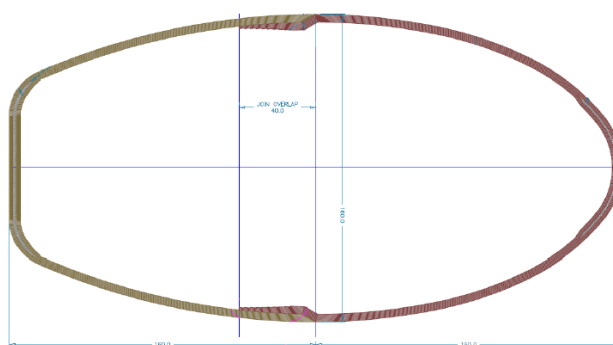


Figura 8: Sezione di un albero realizzato unendo due stampate [5].

È quindi evidente che dal processo produttivo dipende anche la geometria dell'albero e di conseguenza anche il suo comportamento strutturale. Conseguentemente alla produzione con stampi femmina, la zona di giunzione rappresenterà un irrigidimento strutturale ovvero un rinforzo; sempre con questo processo sarà anche possibile realizzare delle zone di rinforzo tramite l'aggiunta di ulteriori strati di fibre, come ad esempio accade spesso in corrispondenza del cupolino di prua e di poppa (Figura 9). Utilizzando uno stampo maschio, come avviene nel filament winding, si ottiene invece una struttura monolitica priva di zone di rinforzo.

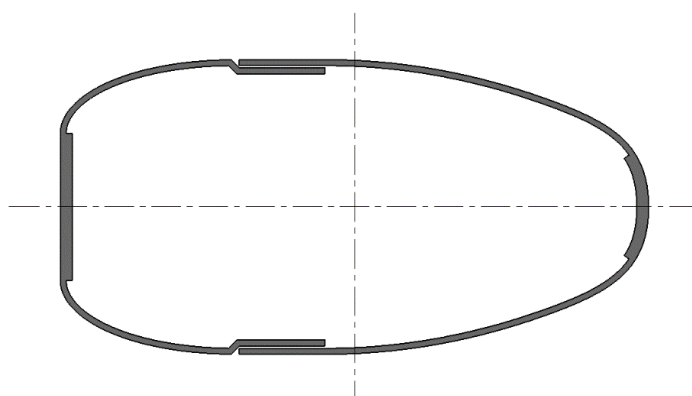


Figura 9: Schema di una sezione d'albero con overlap trasversale e maggiorazione dello spessore in corrispondenza del cupolino di prua e di poppa [6].

## 7 Processi produttivi alternativi

Come visto nel paragrafo precedente, l'attuale tecnologia per produrre alberi in fibra di carbonio consiste nell'impiego di rinforzi preimpregnati e di un'autoclave per il processo di cura. Ciò garantisce l'ottenimento di caratteristiche meccaniche molto elevate e di un peso della struttura estremamente contenuto, tuttavia, gli elevati costi ne giustificano l'utilizzo solo per applicazioni nelle quali è richiesto almeno un buon grado di performance.

Tra gli elementi che più influiscono sui costi l'autoclave è forse il principale: oltre al grande investimento iniziale richiesto per l'acquisto e l'installazione, le elevate pressioni e temperature che devono essere sviluppate al suo interno implicano elevati consumi energetici durante la sua operatività. Inoltre, l'autoclave implica lunghi tempi di produzione, risultando quindi non adatta per grandi produzioni in serie. Infine, per quanto riguarda la produzione di alberi di yacht a vela, le dimensioni di quelli appartenenti alle unità più grandi richiedono delle autoclavi spesso fabbricate "su misura", con un evidente ulteriore aumento dei costi.

In secondo luogo, come sarà visto nel Capitolo 8, l'utilizzo di rinforzi preimpregnati comporta un aumento di circa il 40% dei costi del solo materiale (rispetto alla comune fibra di carbonio), a cui dovranno poi essere aggiunti i costi dovuti allo stoccaggio (refrigerato), al taglio e al processo di cura.

Per i motivi appena riportati è stato reputato necessario individuare delle possibili strategie per ridurre i costi produttivi, cercando al tempo stesso di non inficiare in maniera eccessiva le proprietà meccaniche del composito. Tali strategie, se da un lato ovviamente implicano variazioni dei processi produttivi, dall'altro necessitano della definizione di geometrie e configurazioni strutturali adeguate agli scopi nel senso che variazioni di geometrie devono risultare in resistenza e rigidità dell'armo velico atte ad ottenere le prestazioni richieste in sicurezza.

Tra i processi produttivi precedentemente citati la laminazione manuale (hand lay-up) non può essere presa in considerazione a causa delle forti disuniformità delle caratteristiche del laminato ottenuto: le richieste in termini di sicurezza fanno sì che debba essa garantire una certa "ripetibilità" del processo produttivo [19], ovvero che i prodotti abbiano, entro una certa tolleranza, caratteristiche simili tra loro, e che sia garantita una certa precisione anche per quanto riguarda l'uniformità dello spessore, in modo da avere un comportamento non difforme rispetto a quello calcolato in fase di progetto con la geometria nominale.

Anche il metodo RTM è stato scartato: sebbene si stia diffondendo molto nell'industria automotive, questo sistema diventa vantaggioso per la produzione di almeno 3-4 unità al giorno (nel caso di piccole imbarcazioni), risultando quindi incompatibile per la produzione di alberi di grandi dimensioni, limitata a poche unità all'anno [20].

Le rimanenti soluzioni individuate nella letteratura disponibile e che verranno studiate in modo da individuarne le principali caratteristiche, i campi di applicazione, i vantaggi in termini di risparmio di peso e le relative criticità sono le seguenti:

- realizzazione dell'albero in più componenti, ma sempre attraverso l'utilizzo di autoclave;
- cura di rinforzi preimpregnati non in autoclave;
- infusione della resina in sacco del vuoto e processo di cura in forno.

## 7.1 Realizzazione dell'albero in più componenti

La costruzione di alberi in carbonio diventa problematica per lunghezze superiori ai 30–40 m a causa della necessità di autoclavi sufficientemente grandi da poterli contenere: in questo caso le elevate dimensioni geometriche diventano essenzialmente un problema per la costruzione con questi materiali. I costi estremamente elevati di questo macchinario, e la domanda molto limitata, fanno sì che siano presenti solo pochi produttori al mondo specializzati nella realizzazione di queste strutture. Ciò implica che gli alberi abbiano sia un elevato costo d'acquisto, sia degli elevati costi di trasporto. Talvolta, al fine di contenere i costi produttivi, si evita l'utilizzo dell'autoclave ma, come sarà studiato nel prossimo paragrafo, questo comporta una significativa perdita delle performance meccaniche poiché i comuni rinforzi preimpregnati necessitano di pressioni elevate per potersi compattare ed eliminare così i vuoti d'aria tra gli strati.

Fino all'inizio degli anni 2000 la realizzazione di grandi alberi in carbonio avveniva esclusivamente unendo più componenti, di dimensioni tali affinché la loro cura potesse avvenire in delle autoclavi "standard". L'unione dei tronconi d'albero avveniva con l'utilizzo di collari, bulloni e/o colle strutturali. Sebbene grazie alla realizzazione di alberi in tronconi separati, che vengono poi assemblati direttamente in cantiere, si riesca ad ottenere una riduzione dei costi, l'unione di componenti in composito implica numerose criticità e svantaggi, che sono tuttora oggetto di studio e che saranno più oltre approfonditi [21, 22].

In generale la necessità di giunzioni comporta delle zone esteticamente sgradevoli, fattore non trascurabile per gli yacht di lusso, e soggette a possibili rotture locali. Inoltre, per elementi molto lunghi come può essere l'albero di un armo velico, è necessaria una grande precisione nella fase di assemblaggio dei componenti, dal momento che anche un piccolo disallineamento può risultare in una evidente deviazione dell'albero dal suo asse di progetto con conseguenze sulla rigidità e sulla resistenza ad instabilità del manufatto. Anche le inevitabili variazioni locali di rigidità in corrispondenza delle zone di giunzione impattano sulle caratteristiche di robustezza e di prestazioni dell'armo.

Mediante l'utilizzo di collari, oltre alle problematiche appena citate, si ha anche un aggravio di peso. Invece, per quanto riguarda la giunzione con bullonatura, a causa del rilassamento degli sforzi che si verifica nei compositi, con il tempo è possibile avere un allentamento della giunzione: conseguentemente i carichi non vengono più trasferiti per frizione, ma solamente attraverso i bulloni [23]. A causa degli elevati carichi a cui è soggetto l'albero, questo comportamento, unito al gioco che si crea tra i componenti, rappresenta un evidente problema per la sicurezza dell'intero armo velico.

La soluzione proposta da Bottacin et al. nel loro studio [7] consiste nel realizzare l'albero in più tronconi ad incastro conico incollati tra loro, in modo da non necessitare

né di bulloni né di collari, e consentendo una buona facilità di allineamento dei componenti (Figura 10). Un altro vantaggio evidenziato in questo studio è la possibilità di progettare l'albero, e la relativa divisione in tronconi, in modo che crocette e altri elementi che richiederebbero zone di rinforzo locali, siano posizionati in corrispondenza delle giunzioni, dove si ha la presenza di strati di rinforzo aggiuntivi e il raddoppio di spessore dovuto all'overlap dei due tronconi.

Nonostante i minori costi che si hanno con questo metodo, per la produzione dell'albero è ancora necessaria un'autoclave, seppur di dimensioni "standard", che ha comunque un impatto elevato sui costi. Inoltre, le zone di giunzione di componenti in composito risultano ancora essere molto critiche, soprattutto nel caso di alberi di imbarcazioni a vela, essendo questi elementi molto caricati e importanti per la sicurezza.

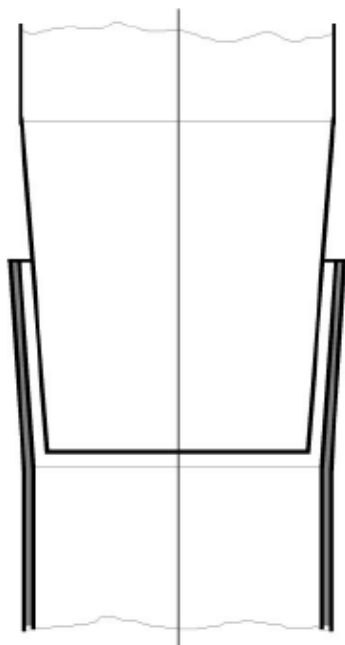


Figura 10: Giunzione conica per l'assemblaggio di un albero realizzato in più componenti [7].

una struttura che offra la stessa robustezza e affidabilità di una configurazione "standard", sia di ridurre il peso del rig grazie all'utilizzo di un albero in fibra di carbonio, contenendone comunque i costi, questa configurazione geometrica non può essere presa in considerazione e ne verranno quindi esaminate delle altre nel seguito.

La giunzione conica proposta da Bottacin et al. [7] è interessante per piccoli alberi soggetti quasi a pura compressione e con spostamenti contenuti in proporzione alle dimensioni, ma per grandi alberi dove gli spostamenti in testa d'albero sono considerevoli e, nonostante l'elevata compressione, è presente anche una flessione (sia nel piano longitudinale per l'ottenimento di un certo prebend, sia in quello trasversale a causa delle forze delle vele) avremo che una parte della giunzione sarà in compressione, garantendone l'incastro, mentre una parte sarà in trazione, tendendo a "scollarlo" e rappresentando quindi un potenziale problema per l'integrità della struttura. Infine, in corrispondenza della giunzione si ha una repentina variazione della rigidità, risultando quindi in una zona dove si possono accumulare eccessive sollecitazioni ed influenzare il comportamento globale dell'intera struttura.

Per questi motivi dall'inizio di questo millennio [24, 19], ovvero da quando la tecnologia lo ha reso possibile, gli alberi di grandi navi a vela e di imbarcazioni da regata sono realizzati in unico componente da produttori che hanno un'autoclave sufficientemente grande da poterli contenere. Perciò, nell'ottica di ottenere sia

## 7.2 Out-of-Autoclave (OoA) Prepregs

Nei paragrafi precedenti si è accennato ai problemi legati alla necessità di eseguire la cura di una struttura in composito in un'autoclave. In particolare, un'autoclave per applicazioni aerospaziali di dimensioni "standard", ovvero lunga 27 m e con un dia-

metro di 8 m, ha un costo d'acquisto di circa 6 milioni di euro, ai quali dovranno poi essere aggiunti i costi dovuti al consumo dell'energia necessaria a far funzionare il macchinario [25]. Per strutture di dimensioni maggiori o si realizzano più componenti che vengono poi assemblate in seguito, come visto nel paragrafo precedente, o è necessaria un'autoclave realizzata su misura che comporta un ulteriore aumento dei costi. Infine, sebbene questo problema non riguardi direttamente la produzione di alberi di grandi yacht a vela, l'autoclave implica un basso ritmo di produzione a causa degli elevati tempi del ciclo di cura, risultando problematica per una produzione in serie.

Per questi motivi agli inizi degli anni 2000 nel settore aerospaziale, dove è necessario costruire grandi componenti che abbiano caratteristiche meccaniche molto elevate, si è iniziato a cercare dei modi per eliminare l'autoclave dal processo produttivo così da abbatterne i costi, cercando di ottenere comunque un laminato con elevata qualità.

Tuttavia, l'autoclave è fondamentale per la realizzazione di strutture con rinforzi preimpregnati, poiché, grazie alle elevate pressioni raggiunte al suo interno (6 –7 bar), gli strati sono compattati e le imperfezioni, quali vuoti d'aria o sacche di gas, soppresse. Meredith et al. [26] hanno infatti mostrato come per uno stesso elemento realizzato con prepreg la percentuale di vuoti d'aria sia inferiore allo 0.2%, quindi praticamente trascurabile, nel caso di cura in autoclave, mentre mediante cura in forno con sacco del vuoto questa tipologia di imperfezioni sia di circa il 2.5%, valore per il quale si inizia ad avere un decadimento non trascurabile delle proprietà meccaniche del materiale.

Numerosi studi hanno quantificato la perdita di resistenza e rigidità del laminato dovuta alla presenza di vuoti. Per i moduli di elasticità nel piano, Huang e Talreja [27] hanno stimato una riduzione lineare e di pochi punti percentuali ogni aumento dell'1% di vuoti, fino ad un contenuto del 5%, risultando quindi in un impatto contenuto sulle caratteristiche del laminato. Come riportato da Mehdikhani et al. [28] la maggior parte degli studi si sono concentrati invece sull'effetto dei vuoti sulla resistenza a taglio interlaminare, poiché questa è molto sensibile alle imperfezioni nell'interfaccia tra le lamine e gioca un ruolo chiave nelle delaminazioni. In questo caso per un contenuto di vuoti che va dallo 0 al 5%, la diminuzione di resistenza è circa lineare e del 5-10% ogni 1% di aumento delle inclusioni d'aria. La riduzione non dipende solo dal contenuto percentuale dei vuoti d'aria, ma anche dalle loro forme e orientamento all'interno del composito [18].

L'utilizzo di prepreg, senza successiva cura in autoclave, comporterebbe quindi una presenza non trascurabile di vuoti nel laminato e una conseguente diminuzione delle proprietà meccaniche, facendo sì che parte dell'elevato costo del materiale venga in un certo senso "sprecato" (poiché non ne sarebbero sfruttate al massimo le potenzialità), o che addirittura la struttura non risulti accettabile in termini di sicurezza.

La necessità in campo aerospaziale di utilizzare rinforzi prepreg in fibra di carbonio ed epoxy al fine di ottenere strutture estremamente leggere e resistenti, unita ai problemi visti ad inizio paragrafo, ha portato all'introduzione nei primi anni 2000 dei prepreg OoA (out-of-autoclave), sviluppati appositamente per la cura fuori autoclave. Poiché per laminati con rinforzi prepreg non soggetti a cura in autoclave il problema principale è la mancata eliminazione dell'aria intrappolata fra gli strati, questa nuova tipologia di

rinforzi è caratterizzata da una microstruttura in cui sono presenti delle zone ricche di resina e delle zone con fibre asciutte. Queste ultime zone formano dei canali in cui l'aria può fluire durante il processo di cura, in modo da uscire dal laminato (Figura 11) [8].

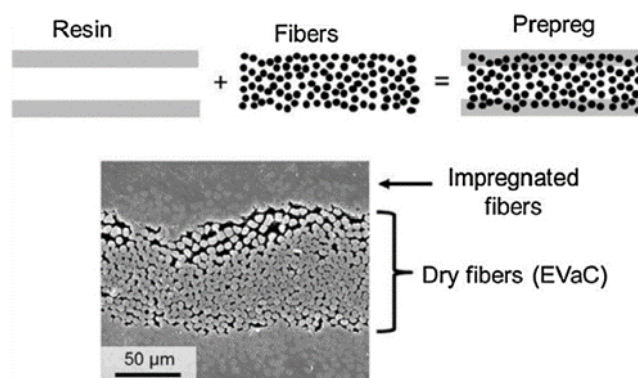


Figura 11: Microstruttura di un prepreg OoA [8].

I diversi studi e le applicazioni in ambito industriale degli ultimi anni hanno mostrato che attraverso l'utilizzo di prepreg OoA è possibile ottenere laminati con la stessa qualità che si avrebbe con cura in autoclave. Nonostante ciò, questa tecnologia, oltre a necessitare ancora di ulteriore attività di ricerca, poiché relativamente recente, mostra una elevata sensibilità ai parametri del processo di cura, alla scelta dei materiali (in particolare la resina, da cui dipende quest'ultimo processo), e alla geometria del prodotto, che nel caso di forme complesse può risultare in evidenti variazioni di spessore (in zone con raggi di curvatura molto piccoli si ha un basso compattamento degli strati e un accumulo di resina) [29]. Allontanandosi dai parametri ottimali la qualità del manufatto si discosta molto facilmente dalle caratteristiche desiderate. Un esempio è dato dallo studio di Hernández et al. [30] dove è sottolineata l'importanza della corretta scelta del profilo di temperatura del processo di cura. Scegliendo un profilo termico che consente alla resina di mantenere una bassa viscosità per un maggiore periodo di tempo si ottiene un laminato con vuoti quasi assenti (tra 0.1 e 0.4% a seconda della sequenza di laminazione); nel caso in cui invece la resina raggiunge in meno tempo un'alta viscosità, la percentuale di vuoti d'aria nel laminato arriva ad essere del 2.9%.

I prepreg OoA rappresentano quindi una via percorribile con la quale è possibile ottenere strutture in carbonio molto leggere e con elevate caratteristiche meccaniche, come dimostrato anche dalle recenti applicazioni in ambito aerospaziale, ad esempio per l'Airbus A350 [31] e per il Boeing 787 [8] (Figura 12). Poiché il processo produttivo è studiato per non necessitare l'utilizzo di un'autoclave si ha una riduzione dei costi, dovuta soprattutto all'investimento iniziale che comporta questo macchinario. L'applicazione per la realizzazione di alberi in carbonio, soprattutto di grandi dimensioni, è molto promettente e potrebbe consentire anche una produzione in-house di queste strutture da parte dei cantieri. Tuttavia, è bene ricordare che per tale processo è necessario un importante e approfondito studio al fine di definirne correttamente i parametri, così da massimizzare le caratteristiche del composito.



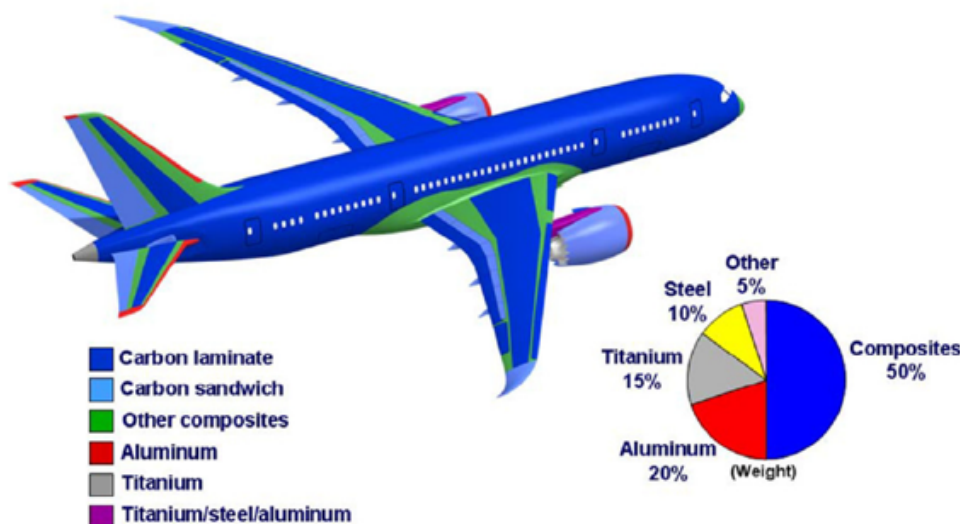


Figura 12: Schema dei componenti in composito (blu, azzurro e verde) di un Boeing 787 [8].

### 7.3 Vacuum infusion

L'ultima strategia per produrre un albero in carbonio riducendone i costi di produzione è rappresentata dall'infusione di resina in sacco del vuoto. In campo nautico questo metodo è utilizzato principalmente per la realizzazione di scafi e sovrastrutture di imbarcazioni medio-grandi, tuttavia, potrebbe rappresentare un metodo efficace anche per la realizzazione di alberi per unità a vela nelle quali si voglia contenere il peso, senza necessitare tuttavia di prestazioni troppo spinte. Infatti, il laminato ottenuto con questo processo ha un peso maggiore rispetto ad uno ottenuto con rinforzi prepreg, poiché non è possibile raggiungere lo stesso contenuto percentuale di fibre, ma la presenza di imperfezioni come vuoti d'aria è quasi trascurabile e la qualità del composito che si ottiene è molto buona.

A tal riguardo, nello studio condotto da Kim et al. [32] è stato studiato l'effetto del processo produttivo (infusione vs. laminazione manuale) sulle caratteristiche meccaniche dello scafo di uno yacht di 49 m in vetroresina. È stato evidenziato come, grazie all'infusione, il contenuto di vuoti d'aria misurato sia solamente dello 0.6%, ciò si traduce in una migliore interfaccia fibra-matrice che consente ai rinforzi di lavorare fino a rottura. La resistenza del laminato è quindi incrementata notevolmente rispetto al caso della laminazione manuale: in corrispondenza delle sacche d'aria si hanno infatti delle concentrazioni di stress, dalle quali si originano poi fessurazioni della matrice, risultando in una prematura rottura del composito. Dalle analisi al microscopio dei provini utilizzati per le prove di trazione gli autori hanno notato come in quelli realizzati con laminazione manuale le fibre "scivolino" via dalla matrice, mentre in quelli realizzati per infusione la resina rimane "aggrappata" alle fibre, segno dell'ottima interfaccia tra rinforzi e matrice che si ottiene con questo processo produttivo.

Alcune attività di ricerca anche in campo aerospaziale per la realizzazione di strutture in composito attraverso infusione fanno ben sperare sulla possibile diffusione di questo metodo anche per applicazioni soggette ad elevati carichi. All'interno del progetto MALTA (Manufacturing and Automation of Low-cost Thermosets for competitive Advantage project) 2020 guidato da Airbus Defence and Space, l'azienda spagnola Titania ha eseguito uno studio per la produzione industriale con infusione di strutture di veicoli unmanned, aventi elevate proprietà meccaniche, ma con costi di produzione ridotti grazie all'eliminazione della necessità sia dell'autoclave sia dei rinforzi preimpregnati [33].

Sebbene l'infusione non sia ancora molto utilizzata per la realizzazione di strutture destinate ad avere performance medio-alte, i recenti sviluppi e gli studi in merito alla qualità del laminato ottenuto sembrano molto promettenti. Inoltre, grazie ai risparmi che si hanno per l'assenza di un'autoclave e nel mancato utilizzo di rinforzi preimpregnati, questo metodo può rappresentare un'ottima soluzione per ottenere alberi molto leggeri, con poche imperfezioni e ad un costo relativamente contenuto.



## 8 Analisi dei costi dei materiali

Come detto più volte nei paragrafi precedenti, sebbene la fibra di carbonio porti numerosi vantaggi in termini di prestazioni della struttura, è caratterizzata da un costo molto maggiore, sia dovuto alla materia prima, sia per la maggiore intensità di lavoro richiesta, sia spesso anche per i macchinari (autoclave in particolare) e altri utensili necessari durante il processo produttivo.

Sebbene il fattore “costo” non sia una variabile indipendente (non può essere scelto arbitrariamente, ma, come è ovvio, dipende dalle caratteristiche scelte) nel processo di progettazione e costruzione di un armo velico, spesso rappresenta un limite oltre il quale una certa produzione non risulta più remunerativa e/o i vantaggi in termini di performance non sono più giustificati.

Nonostante in letteratura siano presenti diversi studi mirati a stimare come il costo totale di un manufatto in carbonio vari a seconda di come viene prodotto, diventa molto complicato stimare, anche in prima approssimazione, i costi di produzione relativi a strutture di grandi dimensioni, come può essere un albero di un grande yacht a vela. Questi parametri infatti dipendono molto dal tipo di business della singola azienda, dal suo grado di automazione dei processi produttivi e dagli investimenti effettuati, risultando così un dato riservato che difficilmente viene reso noto.

Fortunatamente, per quanto riguarda il costo delle materie prime è stato possibile reperire alcune informazioni in modo da poter fornire un confronto tra i tradizionali materiali impiegati in campo nautico (acciaio, alluminio, composito in fibra di vetro e resina poliestere) con delle diverse tipologie di composito in fibra di carbonio.

I dati relativi ai compositi (rinforzi, resine e prepreg) sono stati ricavati dai siti web “[compositeenvisions.com](http://compositeenvisions.com)” e “[easycomposites.co.uk](http://easycomposites.co.uk)”, mentre i costi di acciaio e alluminio rispettivamente da “[allmetalsinc.com](http://allmetalsinc.com)” e “[themetalsfactory.com](http://themetalsfactory.com)”. Per avere un confronto diretto tra le fibre di carbonio sono considerati dei rinforzi unidirezionali ( $300\text{ g/m}^2$ ) di fibre T700 della Toray. I costi sono stati riportati in dollari statunitensi applicando un tasso di conversione di  $\text{€ } 1.00 = \$ 1.21$  e di  $\text{£ } 1.00 = \$ 1.41$  (giugno 2021). Per calcolare il costo dei compositi, partendo dal costo di rinforzi e matrice, è stato ipotizzato un  $G_c = 0.42$  (relativo a laminazione manuale) per il composito in fibra di vetro e poliestere e un  $G_c = 0.60$  (relativo ad infusione in sacco del vuoto) per la fibra di carbonio.

Sono riportate le tabelle con i costi di fibre, resine e materiali (Tabella 2) e il grafico di confronto tra i vari materiali (Figura 13).

Il primo aspetto su cui porre l’attenzione è che il costo dei compositi in fibra di carbonio è di un ordine di grandezza maggiore rispetto a quello dell’alluminio, con il laminato in prepreg che arriva a costare più di venti volte rispetto a quest’ultimo materiale. Bisogna però ricordare che un albero in alluminio destinato ad un grande yacht di lusso ha comunque dei costi di produzione non trascurabili: non essendo realizzato per estrusione, ma saldando delle lamiere, implica dei costi di manodopera elevati, dal momento che i saldatori di alluminio rappresentano un tipologia di lavoratori molto

specializzata; inoltre, poiché per coprire le imbozzature dovute alle saldature e ottenere una superficie esteticamente molto appagante viene spesso applicato uno strato di stucco (il cui costo del materiale sarà considerato successivamente), devono essere considerati anche i costi della fase di stuccatura e carrozzeria.

Tra le fibre di carbonio invece si hanno dei costi simili per le due tipologie di laminato realizzate con infusione, mentre per il laminato in prepreg, ovvero il materiale che è anche il più costoso, i costi arrivano ad essere maggiori di quasi il 40% rispetto ai primi.

Tabella 2: Costi delle materie prime.

Rinforzo	Costo [\$ /kg]	Matrice	Costo [\$ /kg]
E-biax 800 g/m <sup>2</sup>	6.05	Poliestere Isoftalica	7.38
CF-biax (+/-) 400 g/m <sup>2</sup> T700	68.50	Vinilestere (infusione)	17.13
CF-UNI 300 g/m <sup>2</sup> T700	74.39	Epossidica (infusione)	24.28

Materiale	Costo [\$ /kg]
Acciaio A36	0.39
Alluminio 6082	3.10
Fibra di Vetro + Poliestere	6.82
Fibra di Carbonio + Vinilestere	51.49
Fibra di Carbonio + Epossidica	54.35
Preprag Fibra di Carbonio + Epossidica	70.30

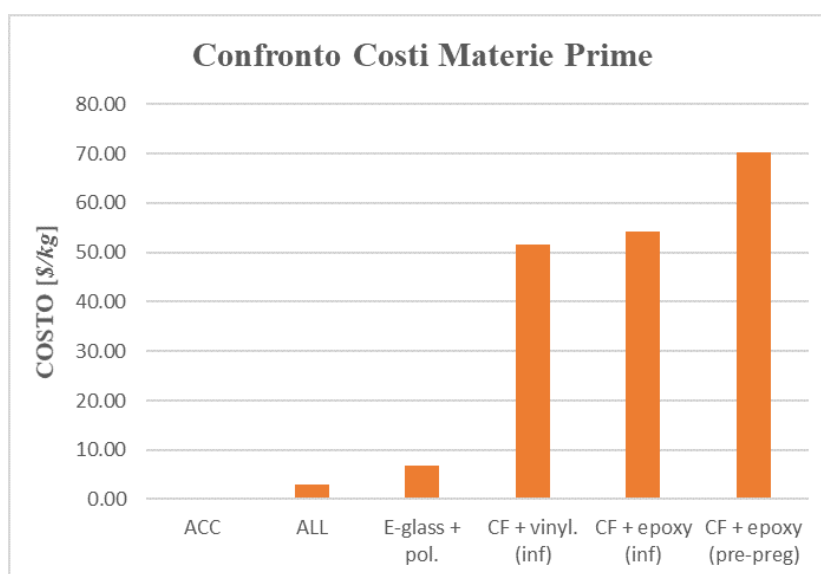


Figura 13: Confronto dei costi delle materie prime.

## 9 Simulazioni sulla robustezza delle configurazioni

Dopo aver definito i costi del materiale si è voluto definire le proprietà meccaniche delle varie tipologie di laminato prese in considerazione, attraverso la teoria classica del laminato, per poterle poi confrontare tra loro e con le caratteristiche dell'alluminio. Successivamente, con i valori ricavati sono state eseguite delle analisi agli elementi finiti su un tipico pannello di un albero di un grande yacht a vela per valutarne la resistenza a buckling.

### 9.1 Teoria Classica del Laminato

Attraverso la Teoria Classica del Laminato, o CLT (Classical Laminate Theory), è possibile determinare la caratterizzazione meccanica del laminato. Questa formulazione, dal momento che è lineare e additiva, si basa sulla sovrapposizione delle proprietà dei singoli strati che compongono il laminato in composito. Ogni strato è infatti caratterizzato da specifiche proprietà e la difficoltà risiede nel determinare il modello di rigidità per ciascuno di essi.

In generale per un materiale anisotropo (le cui caratteristiche meccaniche variano a seconda della direzione considerata) la matrice di rigidità  $[E]$ , che lega il vettore degli stress e quello delle deformazioni, è definita da 36 diverse costanti, ma attraverso alcune considerazioni sul comportamento delle lamine è possibile semplificare tale modello.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{12} \\ \tau_{13} \\ \tau_{23} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} E_{1111} & E_{1122} & E_{1133} & E_{1112} & E_{1113} & E_{1123} \\ E_{2211} & E_{2222} & E_{2233} & E_{2212} & E_{2213} & E_{2223} \\ E_{3311} & E_{3322} & E_{3333} & E_{3312} & E_{3313} & E_{3323} \\ E_{1211} & E_{1222} & E_{1233} & E_{1212} & E_{1213} & E_{1223} \\ E_{1311} & E_{1322} & E_{1333} & E_{1312} & E_{1313} & E_{1323} \\ E_{2311} & E_{2322} & E_{2333} & E_{2312} & E_{2313} & E_{2323} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{bmatrix}$$

In primo luogo, l'esistenza di un potenziale elastico ci permette di dimostrare che la matrice di elasticità  $[E]$  è simmetrica e quindi definita da 21 coefficienti.

$$E_{ijkl} = E_{klij}$$

In secondo luogo, l'ortotropia è una importante proprietà delle lamine per cui è possibile individuare tre piani di simmetria ortogonali tra loro, detti piani di ortotropia, e di conseguenza tre assi di simmetria: asse longitudinale, ovvero lungo la direzione delle fibre; asse trasversale, perpendicolarmente alle fibre; asse medio, rispetto allo spessore della lamina (Figura 14).

Affinché non si rompa la simmetria, si ha che le deformazioni lungo questi assi producono solo stress assiali e nessuna sollecitazione a taglio, mentre gli scorrimenti angolari generano solamente stress di taglio. Grazie a queste due considerazioni la matrice di

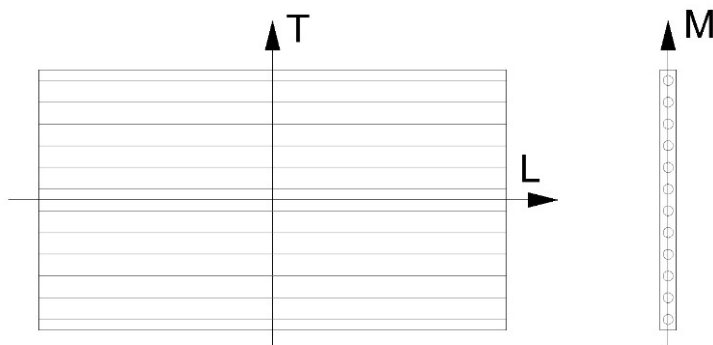


Figura 14: Assi di ortotropia di una lamina in composito.

elasticità del materiale  $[E]$  si semplifica ulteriormente e il numero di costanti che la definiscono scende a 9 ( $E_{12} = E_{21}$ ,  $E_{13} = E_{31}$ ,  $E_{23} = E_{32}$ ).

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{12} \\ \tau_{13} \\ \tau_{23} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} E_{11} & E_{12} & E_{13} & 0 & 0 & 0 \\ E_{21} & E_{22} & E_{23} & 0 & 0 & 0 \\ E_{31} & E_{32} & E_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{23} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{bmatrix}$$

Infine, dato lo spessore molto limitato delle lamine, è possibile ipotizzare una condizione di stress piani, ovvero dove le sollecitazioni giacciono nel piano medio della lamina, portando la matrice  $[E]$  ad essere definita solamente da 4 costanti elastiche.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} E_{11} & E_{12} & 0 \\ E_{21} & E_{22} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

Attraverso le equazioni costitutive, conoscendo le costanti elastiche della matrice  $E_{ij}$ , è possibile ottenere le costanti ingegneristiche  $E_L$ ,  $E_T$ ,  $\nu_{LT}$ ,  $\nu_{TL}$ ,  $G_{LT}$  della lamina in composito.

$$E_L = \frac{E_{11}E_{22} - E_{12}^2}{E_{22}}, \quad E_T = \frac{E_{11}E_{22} - E_{12}^2}{E_{11}},$$

$$\nu_{LT} = \frac{E_{12}}{E_{22}}, \quad \nu_{TL} = \frac{E_{12}}{E_{11}}, \quad G_{LT} = G_{TL},$$

dove L e T sono i pedici riferiti agli assi di ortotropia della lamina definiti in Figura 14 e i due coefficienti di Poisson sono quindi legati dalla relazione

$$\frac{\nu_{TL}}{\nu_{LT}} = \frac{E_{22}}{E_{11}}.$$

Le costanti ingegneristiche di una lamina possono essere determinate attraverso test sperimentali, formulazioni delle società di classifica, o con calcoli espliciti.

## 9.2 Regola delle miscele

La Regola delle Miscele (Mixture Rule) è un modello matematico che combina le caratteristiche di fibre e matrice in modo da determinare facilmente le proprietà meccaniche del singolo layer. È necessario considerare le fibre orientate in un'unica direzione (rinforzo unidirezionale); nel caso si vogliano ottenere le informazioni relative a un rinforzo biassiale si considerano due unidirezionali disposti perpendicolarmente, ponderandoli in base al bilanciamento delle fibre nelle due direzioni. Con questo metodo è possibile ottenere una stima molto buona del modulo di elasticità longitudinale  $E_L$ , mentre per il modulo trasversale  $E_T$  e per il modulo di taglio  $G_{LT}$  sono necessarie delle correzioni empiriche (la più utilizzata è la correzione di Halpin-Tsai, riportata di seguito).

$$E_L = E_f V_f + E_r V_r, \quad \nu_{LT} = \nu_f V_f + \nu_r V_r, \quad E_T = \frac{1 + 2\eta_T V_f}{1 - \eta_T V_f} E_r, \quad G_{LT} = \frac{1 + \eta_{LT} V_f}{1 - \eta_{LT} V_f} E_r,$$

dove:

- f è il pedice relativo alle caratteristiche delle fibre;
- r è il pedice relativo alle caratteristiche della resina;
- $V_f$  e  $V_r$  sono i contenuti di volume, rispettivamente di fibre e di resina, nel layer;
- $E_T$  e  $G_{LT}$  sono calcolati con la correzione di Halpin-Tsai;
- $\eta_T$  e  $\eta_{LT}$  sono definiti come:  $\eta_T = \frac{(E_f/E_r)-1}{(E_f/E_r)+2}$  e  $\eta_{LT} = \frac{(E_f/E_r)-1}{(E_f/E_r)+1}$ ;
- $\nu_{TL}$  è ricavato a partire da  $\nu_{LT}$ .

Le caratteristiche meccaniche ottenute saranno calcolate rispetto agli assi L,T orientati in base alla direzione delle fibre della singola lamina; nel caso però di laminazioni complesse in cui più strati sono sovrapposti con differenti orientamenti sarà necessario ruotare il sistema di riferimento della lamina, riferendo le proprietà rispetto ad un sistema di riferimento globale, unico per tutto il laminato e identificato dagli assi 1 e 2 (Figura 15).

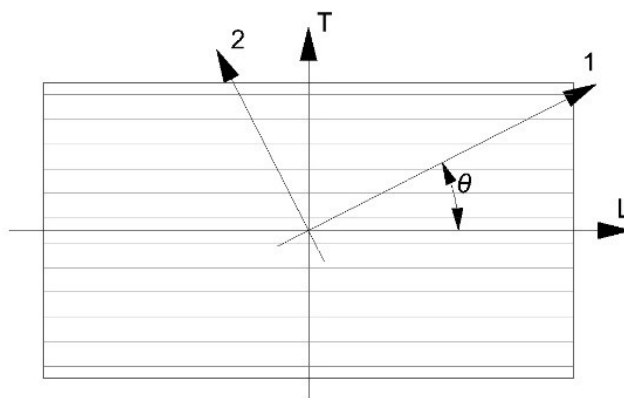


Figura 15: Rotazione degli assi di riferimento della lamina.

Per considerare una rotazione degli assi della lamina di un generico angolo  $\theta$ , come riportato nella precedente figura, è necessario ruotare la matrice di elasticità  $[E]^{L,T}$  della lamina, definita rispetto agli assi L,T, andando ad ottenere la matrice  $[E]^{1,2}$  riferita agli assi globali 1 e 2.

$$[E]^{1,2} = [T][E]^{L,T}[R][T]^{-1}[R]^{-1},$$

dove:

- $[T]$  è la matrice di rotazione relativa all'angolo  $\theta$ , definita come:

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix};$$

- $[R]$  è una matrice ausiliaria, definita come:

$$[R] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}.$$

### 9.3 High Speed Craft Code

Le caratteristiche meccaniche di ciascuna lamina sono state definite a partire dalle proprietà di resina e rinforzi utilizzando la formulazione dell'*High Speed Craft Code* (HSC Code) del Germanischer Lloyd [34]. Questa si basa sulla Regola delle Miscele per la determinazione del modulo di elasticità parallelo alle fibre (EL) e dei coefficienti di Poisson ( $\nu_{LT}$ ,  $\nu_{TL}$ ), per il calcolo del modulo trasversale (ET) e del modulo di taglio ( $G_{LT}$ ) sono fornite delle differenti formule, probabilmente ottenute da studi empirici sui laminati.

$$E_L = V_f E_{Lf} + (1 - V_f) E_r, \quad E_T = \frac{E_r}{1 - \nu_r^2} \times \frac{1 + 0.85 \times V_f^2}{(1 - V_f)^{1.25} + V_f \frac{E_r}{E_{Tf}(1 - \nu_r^2)}},$$

$$\nu_{LT} = V_f \nu_f + (1 - V_f) \nu_r, \quad \nu_{TL} = \nu_{LT} \frac{E_T}{E_L}, \quad G_{LT} = G_r \frac{1 + 0.6 V_f^{0.5}}{(1 - V_f)^{1.25} + \frac{G_r}{G_f} V_f},$$

dove:

- f è il pedice relativo alle caratteristiche delle fibre;
- r è il pedice relativo alle caratteristiche della resina;
- $G_c$  è il contenuto in massa di fibre nel layer;
- $V_f$  è il contenuto in volume di fibre nel layer, definito come:  $V_f = \frac{G_c}{G_c + (1 - G_c) \frac{\rho_f}{\rho_r}}$ ;
- $G_r$  è il modulo a taglio della resina calcolato come:  $G_r = \frac{E_r}{2(1 + \nu_r)}$ .

Per le proprietà delle fibre sono stati utilizzati i dati forniti da Toray sul proprio sito web [35], mentre per le resine sono stati utilizzati i valori suggeriti dall'HSC Code, non essendo stato possibile ottenere informazioni più dirette. La Tabella 3 riporta le proprietà di fibre e resine.

Tabella 3: Caratteristiche meccaniche di fibre e resine.

CF T700 Standard Modulus			Epoxy Resin			Vynilester Resin		
Density	1800	[kg/m <sup>3</sup> ]	Density	1200	[kg/m <sup>3</sup> ]	Density	1200	[kg/m <sup>3</sup> ]
$E_{1f}$	230 000	[MPa]	$E$	2600	[MPa]	$E$	3000	[MPa]
$E_{2f}$	15 000	[MPa]	Poisson	0.4	[-]	Poisson	0.316	[-]

Per definire le caratteristiche meccaniche dei layer che saranno utilizzati sono stati considerati i seguenti orientamenti dei rinforzi: unidirezionale 0° (rispetto all'asse dell'albero); unidirezionale 90°, le caratteristiche sono ottenute ruotando il rinforzo 0°; accoppiato +/-45°, ruotando di 45° uno strato composto da rinforzi a 0° e 90° accoppiati tra loro. La seguente Tabella 4 riporta invece le caratteristiche meccaniche ottenute per ciascuna lamina.

Tabella 4: Caratteristiche dei layer.

Carbon Fiber Layers									
Layer	Aw fiber	$G_c$	t	$E_1$	$E_2$	$\nu_{12}$	$\nu_{21}$	$G_{12}$	Density
	[g/m <sup>2</sup> ]	[-]	[mm]	[GPa]	[GPa]	[-]	[-]	[GPa]	[kg/m <sup>3</sup> ]
T700 (prepreg) uni 0°	300	0.76	0.25	156.9	11.3	0.37	0.03	5.4	1656
T700 (prepreg) uni 90°	300	0.76	0.49	11.3	156.9	0.03	0.37	5.4	1656
T700 (prepreg) biax +/-45°	600	0.76	0.49	19.7	19.7	0.81	0.81	35.1	1656
T700 (epoxy inf.) uni 0°	300	0.60	0.33	116.3	7.2	0.38	0.02	3.1	1560
T700 (epoxy inf.) uni 90°	300	0.60	0.33	7.2	116.3	0.02	0.38	3.1	1560
T700 (epoxy inf.) biax +/-45°	600	0.60	0.67	11.4	11.4	0.85	0.85	25.7	1560
T700 (vynil. inf.) uni 0°	300	0.60	0.33	116.5	7.8	0.33	0.02	3.8	1560
T700 (vynil. inf.) uni 90°	300	0.60	0.33	7.8	116.5	0.02	0.33	3.8	1560
T700 (vynil. inf.) biax +/-45°	600	0.60	0.67	13.7	13.7	0.82	0.82	26.4	1560

#### 9.4 Caratteristiche Meccaniche del Laminato

Per definire le proprietà dei laminati ottenuti con i processi produttivi studiati è stato considerato un laminato tipico di un albero in carbonio, la cui sequenza di laminazione è stata definita dalla percentuale di strati di rinforzo rispetto allo spessore totale: 60% unidirezionali 0° (rispetto alla direzione dell'asse dell'albero), 30% unidirezionali accoppiati a +/-45°, 10% unidirezionali 90°. Conseguentemente le caratteristiche meccaniche saranno calcolate come una media pesata delle proprietà di ciascun layer. In questo modo è possibile ottenere in maniera molto rapida le caratteristiche di elasticità del materiale, anche se viene trascurato l'effettivo ordine degli strati all'interno del

laminato, da cui dipende invece la rottura della singola lamina. Poiché per la verifica del pannello verrà eseguita un'analisi di buckling linearizzato, la cui resistenza dipende dal modulo del laminato, è stata considerata una scelta accettabile. Infine, si è voluto considerare, seppur in maniera molto approssimativa, l'effetto della percentuale di vuoti d'aria nel laminato sulle sue proprietà meccaniche. Per stimarne il decadimento alle percentuali di vuoti ipotizzate (0.0, 0.5, 2.5, 5.0) sono stati utilizzati i risultati dello studio di Huang e Talreja [27]. La seguente Tabella 5 riporta le caratteristiche meccaniche calcolate, dove la direzione "1" corrisponde a quella allineata lungo l'asse dell'albero.

Tabella 5: Caratteristiche meccaniche di alluminio e fibra di carbonio con diverse percentuali di vuoti d'aria.

Materiale		$E_1$	$E_2$	$E_3$	$\nu_{12}$	$\nu_{21}$	$G_{12}$	$G_{13}$	Density	AW tot
		[GPa]	[GPa]	[GPa]	[-]	[-]	[GPa]	[GPa]	[kg/m <sup>3</sup> ]	[g/m <sup>2</sup> ]
	Alluminio	69.0			0.30		0.25		2700	-
No Voids	CF prepreg	101.2	28.4	28.4	0.47	0.30	14.4	0.93	1656	1446
	CF infusion epoxy	73.9	19.4	19.4	0.48	0.31	9.9	0.93	1560	1350
	CF infusion vynilester	74.1	19.8	19.8	0.46	0.30	10.6	1.14	1560	1350
0.5% Voids	CF prepreg	101.2	28.2	26.7	0.47	0.30	14.3	0.93	1656	1446
	CF infusion epoxy	73.9	19.3	18.2	0.48	0.31	9.8	0.93	1560	1350
	CF infusion vynilester	74.1	19.7	18.6	0.46	0.30	10.6	1.14	1560	1350
2.5% Voids	CF prepreg	100.0	27.5	22.9	0.47	0.30	14.1	0.93	1656	1446
	CF infusion epoxy	73.0	18.8	15.6	0.48	0.31	9.7	0.93	1560	1350
	CF infusion vynilester	73.2	19.2	16.0	0.46	0.30	10.4	1.14	1560	1350
5.0% Voids	CF prepreg	98.0	26.3	16.7	0.47	0.30	13.7	0.93	1656	1446
	CF infusion epoxy	71.6	18.0	11.4	0.48	0.31	9.4	0.93	1560	1350
	CF infusion vynilester	71.7	18.3	11.7	0.46	0.30	10.1	1.14	1560	1350

## 9.5 Analisi FEM

Il metodo degli elementi finiti, o FEM (finite element method), è un metodo utilizzato per studiare ed analizzare strutture di forme complesse, ovvero sistemi ad infiniti punti e quindi infiniti gradi di libertà, descritti da equazioni differenziali alle derivate parziali. Attraverso questo metodo il dominio della struttura viene suddiviso in piccoli elementi con forma semplice, chiamati elementi finiti, il cui comportamento può essere descritto da equazioni algebriche, consentendo così di passare a un sistema composto da "n" punti e quindi "n" gradi di libertà. Come software di calcolo per le analisi è stato scelto ADINA (Automatic Dynamic Nonlinear Analysis), sia per la disponibilità a fini accademici, sia per le capacità di calcolo non lineare. Grazie al software FEM sarà possibile far variare geometria e proprietà del materiale in modo da poter analizzare in che modo le modifiche apportate impattano sulla resistenza del pannello rispetto allo stato limite preso in considerazione.



Poiché gli alberi delle imbarcazioni a vela sono strutture soggette ad elevati carichi compressivi, dovuti al pretensionamento del sartame, il buckling è lo stato limite che ne governa il dimensionamento. Saranno perciò eseguite in ADINA delle analisi di buckling linearizzato.

## 9.6 Il Buckling

Il buckling, ovvero l'instabilità elastica per carico di punta ([10], sezione 2.4.2), è un fenomeno che interessa le strutture snelle soggette a forze di compressione. In corrispondenza di un certo valore del carico, detto carico critico, le forze interne della struttura non riescono più a bilanciare quelle esterne e si ha l'instaurarsi di un'instabilità elastica. Ne conseguono grandi spostamenti dovuti all'improvviso passaggio da uno stato di equilibrio ad un altro, con la struttura che tende ad incurvarsi fino al collasso.

Nel diagramma carico-spostamenti può essere osservata una repentina variazione di rigidità della struttura nella risposta di post-buckling (per carichi maggiori di quello critico). Nel caso ideale, in cui il carico è perfettamente assiale e non ci sono imperfezioni nel materiale e nella geometria, può essere identificato un punto preciso, in corrispondenza del carico critico, per cui avviene il cambio di rigidità; tuttavia, nella realtà non si ha un preciso punto di buckling, ma una regione, sempre più ampia al crescere delle imperfezioni, in cui la rigidità della struttura diminuisce progressivamente (Figura 16).

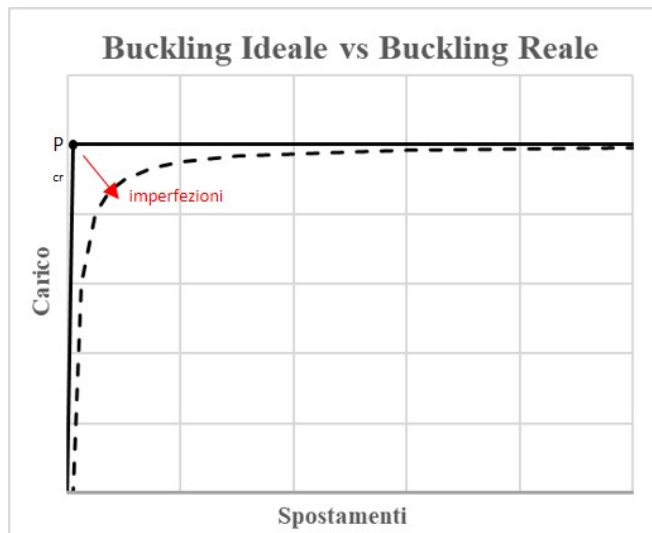


Figura 16: Grafico del buckling di una trave al crescere delle imperfezioni.

Per analizzare il comportamento degli alberi di sistemi velici nel piano longitudinale (comportamento globale) e nel piano trasversale (relativo all'inflessione dei singoli pannelli), si studia il buckling di travi; per analizzare invece fenomeni di buckling locale, relativi ad un determinato pannello, si considera il buckling di gusci (shell buckling).

Il comportamento di travi soggette a carico di punta fu studiato da Leonhard Euler nella seconda metà del 1700. Egli ricavò la seguente formula per ottenere il Carico Critico Euleriano ( $P_{cr}$ ) di una trave ideale, in corrispondenza del quale si ha il collasso della struttura:

$$P_{cr} = k\pi^2 \frac{EJ_{\min}}{L^2},$$

dove:

- $E$  è il modulo di elasticità del materiale;
- $J_{\min}$  è il momento d'inerzia minimo della sezione della trave;
- $L$  è la lunghezza non supportata della trave;
- $k$  è un coefficiente che varia a seconda di come la trave è vincolata agli estremi.

Il buckling locale è un fenomeno che riguarda lastre sottili e si manifesta con l'instaurarsi di instabilità locali simili ad ondulazioni e increspature della superficie. Non necessariamente si ha il collasso della struttura come nel buckling globale, tuttavia può verificarsi la perdita, o la diminuzione, della resistenza del materiale nelle regioni interessate. Possono essere studiati fenomeni di buckling locale andando ad analizzare lo shell buckling relativo a cilindri con pareti sottili soggetti a carichi compressivi. Lo stress critico in corrispondenza del quale si verifica questo fenomeno può essere calcolato con la seguente formula, relativa ad un cilindro con sezione circolare:

$$\sigma_{cr} = \frac{Et}{[3(1 - \nu^2)]^{0.5} R},$$

dove:

- $t$  è lo spessore del guscio;
- $R$  è il raggio del cilindro;
- $E$  è il modulo di elasticità del materiale;
- $\nu$  è il coefficiente di Poisson del materiale.

Lo stress critico relativo al buckling locale di cilindri con sezione ellittica è analogo al caso precedente:

$$\sigma_{cr} = \frac{Et}{[3(1 - \nu^2)]^{0.5} R} \frac{b}{a^2},$$

dove:

- $a$  è la lunghezza del semiasse maggiore;
- $b$  è la lunghezza del semiasse minore.

Dal momento che le sezioni del fusto di alberi di grandi dimensioni sono molto simili a delle ellissi, quest'ultima formula può risultare utile per avere una buona stima iniziale

relativa al valore di carico per cui si verifica il buckling locale in un certo pannello d'albero.

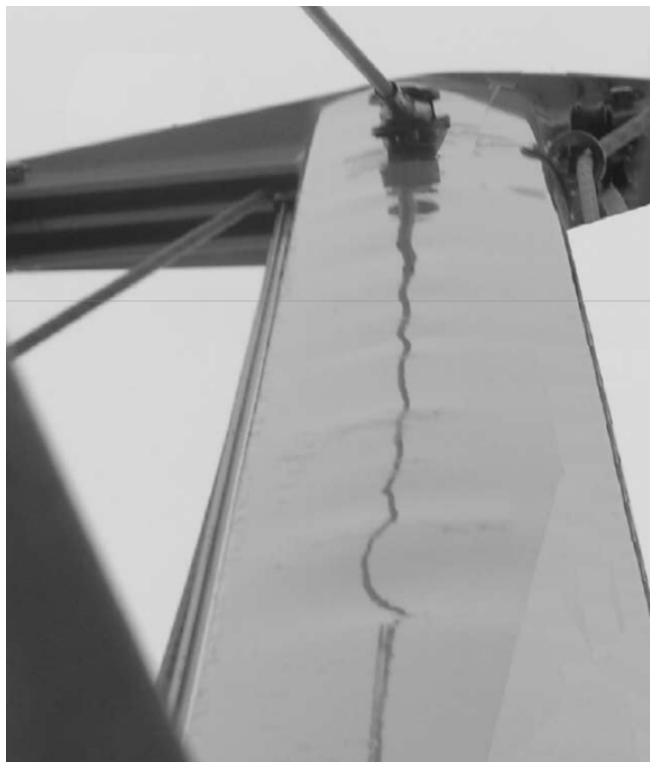


Figura 17: Buckling locale di un pannello d'albero [9].

### 9.7 Analisi di buckling linearizzato

Come già accennato in precedenza, essendo il buckling lo stato limite che governa il dimensionamento dei sistemi velici, verrà eseguita in ADINA un'analisi di buckling linearizzato. Sarà quindi possibile determinare per quali valori del carico esterno si verifica l'instabilità elastica della struttura.

Il buckling è un fenomeno non lineare per il quale si ha una repentina variazione della rigidezza della struttura ( $[K]$  non è costante), tuttavia è possibile approcciarsi ad esso in maniera lineare. L'analisi di buckling linearizzato consiste nella risoluzione di un problema agli autovalori: vengono ricercati gli autovalori per i quali la matrice di rigidezza  $[K]$  ha determinante nullo (tangente orizzontale nel diagramma forze-spostamenti).

Come risultato otteniamo i "Load Factors" ( $LF$ ), ovvero gli autovalori, e associato a ciascuno di essi un modo di deformazione della struttura (autovettore) per i diversi modi di collasso. Moltiplicando i load factors per il carico applicato ( $L$ ) avremo i valori del carico necessari a raggiungere i vari modi di buckling. Il valore più basso trovato

rappresenta il carico critico ( $L_{cr}$ ) della struttura (primo modo di buckling).

$$LF = \frac{L_{cr}}{L}.$$

La ricerca degli autovalori è una tipologia di analisi semplice e veloce da effettuare, tuttavia, non fornisce alcuna indicazione sulla risposta di post-buckling, ovvero sulla rigidità della struttura dopo l'instaurarsi del fenomeno, e non ci dà gli spostamenti associati ai modi di deformazione a causa dell'adimensionalità degli autovettori. Inoltre, si ha che l'analisi lineare è non conservativa, infatti, rispetto al carico critico che si ottiene, nella realtà il buckling avviene prima. Per le analisi da effettuare sarà utilizzato il metodo "classico" di ADINA. Questo si basa sulla risoluzione della seguente equazione:

$$[{}^{t_1}K - y_i ({}^{t_1}K - {}^{t_1}_{NL}K)] \phi_i = 0, \quad \text{con } y_i > 0,$$

dove:

- $t_0$  è il tempo iniziale del calcolo (fittizio);
- $t_1 = t_0 + \Delta t$ , con  $\Delta t$  incremento dello step temporale;
- ${}^{t_0}K$  e  ${}^{t_1}K$  sono rispettivamente le matrici di rigidità al tempo  $t_0$  e  $t_1$ ;
- ${}^{t_1}_{NL}K$  è la parte geometrica non lineare di  ${}^{t_1}K$ ;
- $\phi_i$  è la forma del buckling per il modo  $i$ -esimo;
- $y_i$  è l'autovettore per il modo  $i$ -esimo, legato al load factor  $\lambda_i$  tramite la seguente relazione:

$$\lambda_i = \frac{1}{1 - y_i}.$$

Il software FEM prima di ricercare gli autovalori e gli autovettori procede con uno step di calcolo statico non lineare che permette di passare dalla configurazione al tempo iniziale  $t_0$ , con matrice di rigidità  ${}^{t_0}K$ , al tempo  $t_1$ , con matrice  ${}^{t_1}K$ , ovvero alla configurazione deformata del sistema.

Poiché lo step precedente all'analisi di buckling linearizzato è non lineare ed è presente una parte non lineare ( ${}^{t_1}_{NL}K$ ) della matrice di rigidità nel sistema in cui sono calcolati gli autovalori e gli autovettori, l'analisi lineare effettuata da ADINA è adatta a sistemi fortemente non lineari come quelli dei sistemi velici in cui la configurazione geometrica può subire forti variazioni per effetto dei carichi di esercizio applicati.

## 9.8 Pannello da Analizzare

Per modellare in ADINA il pannello d'albero sono utilizzati elementi "Shell", ovvero elementi 2D composti da 4 nodi, definiti nel software attraverso la superficie che ne rappresenta il piano medio e indicandone lo spessore. La geometria del pannello viene ottenuta importando il file .iges contenente le curve della sezione realizzate su un

software CAD (Rhinceros, Figura 18). In seguito, le curve sono estruse ottenendo così le superfici che rappresentano il piano medio del laminato.

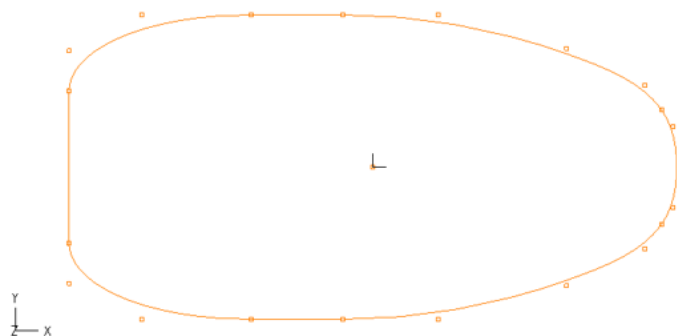


Figura 18: Curve della sezione del pannello.

La Fig. 19 riporta invece il modello FEM con lo schema di applicazione delle condizioni al contorno sul pannello: un carico compressivo assiale di 4000 kN è applicato in testa; sempre in corrispondenza dell'asse, sono applicati i vincoli (un appoggio nel piede e un appoggio semplice in testa). Carico e vincoli sono trasmessi dai punti di applicazione sull'asse ai bordi del pannello tramite l'utilizzo di Rigid Links (Figura 20).

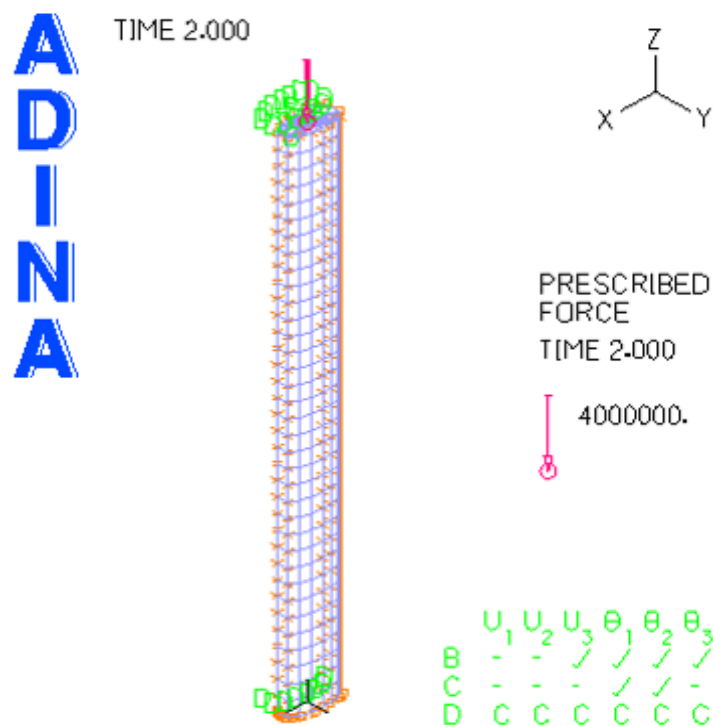


Figura 19: Modello FEM del pannello realizzato in ADINA.

Infine, sempre dalla Figura 19, si può osservare la discretizzazione del pannello: sono state eseguite 14 suddivisioni nel piano della sezione e 35 suddivisioni in direzione del suo asse. Per il materiale da assegnare al pannello è stato ipotizzato un modello di materiale elastico isotropo nel caso dell'alluminio, mentre un modello di materiale elastico ortotropo per i casi in fibra di carbonio.

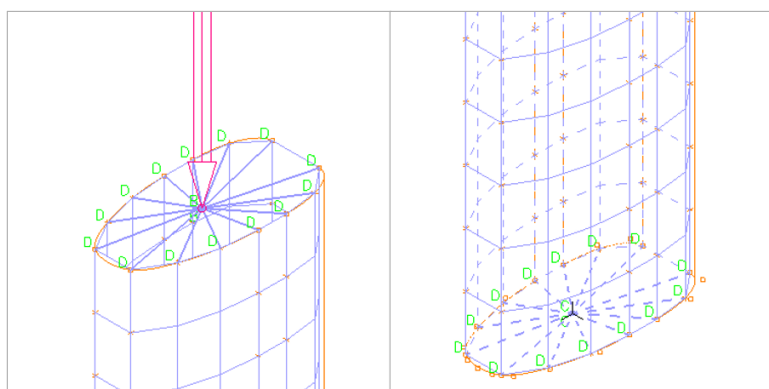


Figura 20: Dettagli dei Rigid Links utilizzati in testa al pannello (sinistra) nel piede (destra).

Le proprietà geometriche del pannello che verrà analizzato sono riportate in Tabella 6. Sono quindi stati calcolati il costo e il peso del pannello per i vari casi di materiale ipotizzati (Tabella 7), così da poterli confrontare con i risultati di resistenza ottenuti dalle analisi FEM. Per il pannello realizzato in alluminio è stato anche aggiunto il caso in cui viene considerato uno strato di stucco di 10 mm applicato sulla faccia esterna del pannello. È stato considerato l'“Interfill 830”, uno stucco epossidico per applicazioni navali con densità di  $750 \text{ kg/m}^3$  [36] e un costo di  $36.3 \text{ \$/kg}$  ([www.internationalyacht.it](http://www.internationalyacht.it)).

Tabella 6: Caratteristiche geometriche del pannello.

Pannello		
$L$	10 210	[mm]
$t$	14	[mm]
$A$	35 920	[mm <sup>2</sup> ]
$V$	0.367	[mm <sup>3</sup> ]

Tabella 7: Costi e pesi dei pannelli.

Materiale	Densità	Peso	Costo unitario	Costo
	[kg/m <sup>3</sup> ]	[kg]	[\$/kg]	[\$]
Alluminio	2700	990.2	3.10	3070
Alluminio + Stucco	2700	1181.6	–	10019
CF prepreg	1656	607.3	70.30	42695
CF infusion epoxy	1560	572.1	54.35	31092
CF infusion vynilester	1560	572.1	51.49	29456

## 10 Simulazioni su Alberi in Carbonio

Il primo importante risultato ottenuto da prove numeriche che si vuole riportare, riguardo l'utilizzo della fibra di carbonio come materiale dell'albero, è quello ottenuto nella tesi magistrale di F. Phelan [6], dove viene evidenziato come la scelta di un albero in fibra di carbonio, e la sua successiva ottimizzazione, risulti essere il modo più efficace per ridurre considerevolmente il peso del rig.

Nella tesi è stata infatti valutata la riduzione di peso dell'armo velico di un ketch di 59 m dovuta all'utilizzo di un albero in carbonio invece di uno in alluminio. Attraverso l'utilizzo di analisi numeriche con software agli elementi finiti è stato seguito un processo iterativo con cui veniva verificato sia il raggiungimento di un corretto prebend dell'albero (parametro molto importante per le performance e la sicurezza del rig), sia il soddisfacimento dei requisiti minimi di sicurezza sulla resistenza a buckling imposti dal registro di classifica Germanischer Lloyd.

Tabella 8: Riduzione del peso del rig di un ketch di 59 m, tesi magistrale in Yacht Design di F. Phelan [6].

Peso del Rig		
	Peso Rig	Variazione su Caso 1
	[kg]	[%]
Caso 1 All	8275.9	0.0
Caso 1 CF	4390.1	47.0
Caso 1 CF ott	2711.5	67.2
Caso 2 CF ott	2540.7	69.3

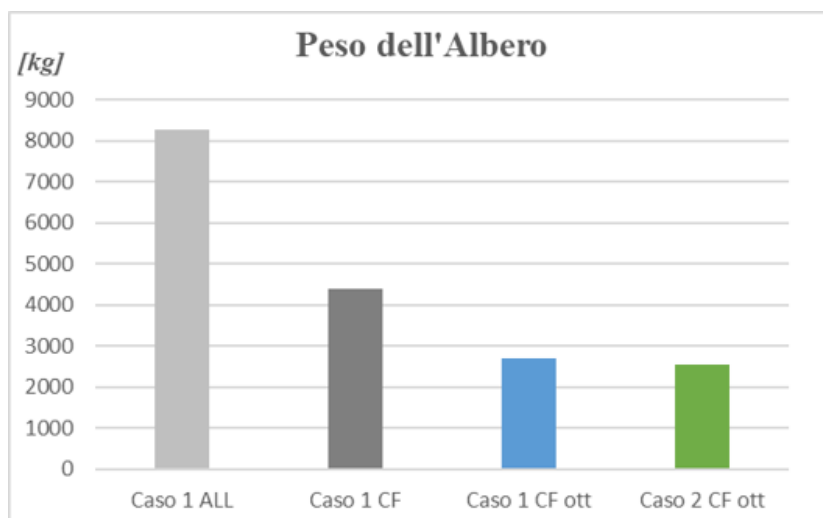


Figura 21: Peso di un albero di un ketch di 59 m realizzato in alluminio e in carbonio, tesi magistrale in Yacht Design di F. Phelan [6].

È stato osservato che, variando solamente il materiale dell'albero senza modificarne le caratteristiche geometriche (aree e inerzie delle sezioni dei pannelli), il peso dell'albero quasi si dimezzava (-47%), mentre, nel caso in cui l'albero in carbonio veniva anche ottimizzato, la riduzione di peso era di circa i due terzi, grazie infatti alla maggiore rigidità specifica della fibra di carbonio (Tabella 8 8 e Figura 21).

La maggiore rigidità assunta dal rig consente inoltre di avere una drastica riduzione degli spostamenti in testa d'albero, fattore che può contribuire fortemente ad evitare una perdita di efficienza delle vele. Ciò può essere osservato nella Figura 22, dove lo spostamento trasversale massimo (in testa d'albero) si riduce del 25%.

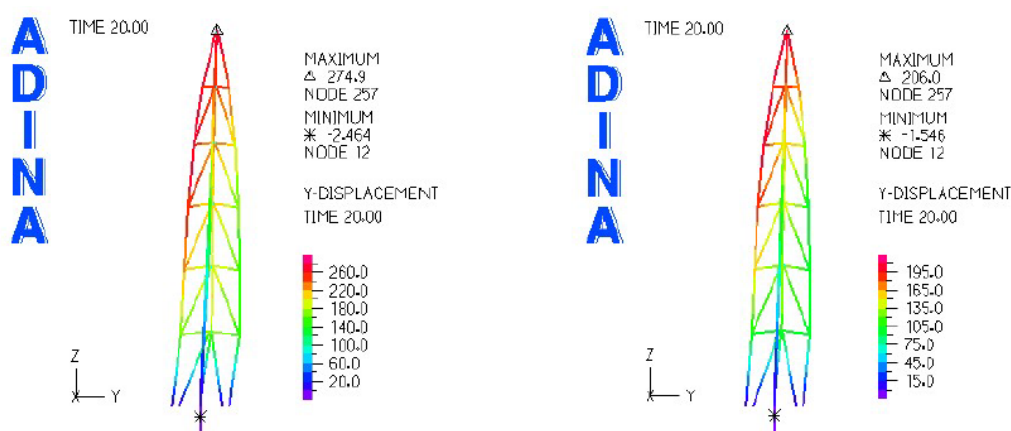


Figura 22: Spostamenti trasversali del rig esaminato nella tesi di F. Phelan [6]: a sinistra il caso con albero in alluminio, a destra il caso con albero in carbonio.

Per quanto riguarda invece il pannello da analizzare in questo report, come primo aspetto da studiare attraverso le simulazioni numeriche si è scelto di valutare l'influenza del materiale su resistenza, peso e costi. In questo modo sono ottenute delle informazioni utili per la scelta del materiale dell'albero nella fase iniziale del progetto dell'armo velico.

Per valutare l'influenza del solo materiale, e del relativo processo produttivo, per tutti i casi analizzati è stata utilizzata una geometria con spessore uniforme di 14 mm, la cui sezione è riportata nel precedente capitolo (Figura 18). Una volta realizzato il modello FEM della struttura (pre-processing), viene fatta girare l'analisi in ADINA e, se il modello è stato impostato correttamente, sono ottenuti i risultati, i quali potranno poi essere osservati nella parte di post-processing del programma.

Per le analisi di resistenza da effettuare è sufficiente conoscere il primo modo di buckling della struttura, ovvero quello associato al carico critico, tuttavia, è possibile specificare nel software il numero di modi da ricercare, ad esempio nel caso in cui si vogliono avere informazioni sul buckling locale (se questo non corrisponde al primo modo). La Figura 23 mostra come esempio, nel caso di pannello in alluminio, che il primo modo di buckling è relativo al buckling trasversale della struttura, mentre per il secondo modo si ha il buckling locale.



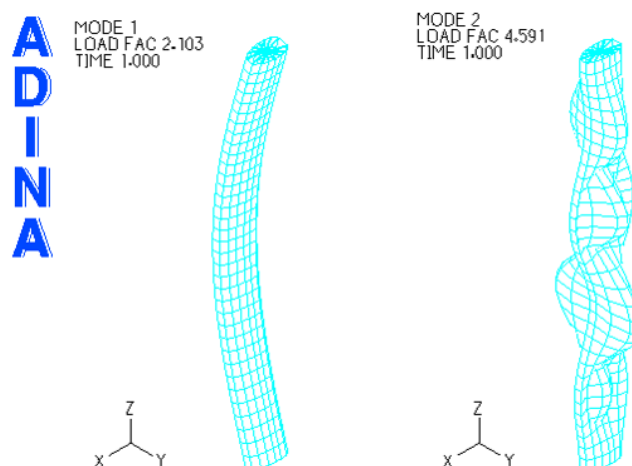


Figura 23: Risultati di buckling relativi al pannello in alluminio (senza stucco): buckling trasversale (sinistra) e buckling locale (destra).

Sebbene per le analisi sulla robustezza di questo report sia di interesse solo il modo di buckling corrispondente al carico critico (primo modo) e in tutte le analisi effettuate questo corrisponda al buckling trasversale del pannello, è interessante porre per un attimo l'attenzione sul diverso comportamento relativo al buckling locale che si ha per le varie tipologie di materiale ipotizzato.

Per il pannello realizzato in fibra di carbonio il buckling locale avviene a carichi significativamente più bassi di quello in alluminio, e talvolta può risultare perfino il carico critico. Inoltre, come si può notare dalla Figura 24, le “ondulazioni” presenti sul fusto dell'albero sono decisamente meno ampie e più numerose, anche se sarebbe necessario effettuare le analisi con una mesh più raffinata per poterle apprezzare meglio.

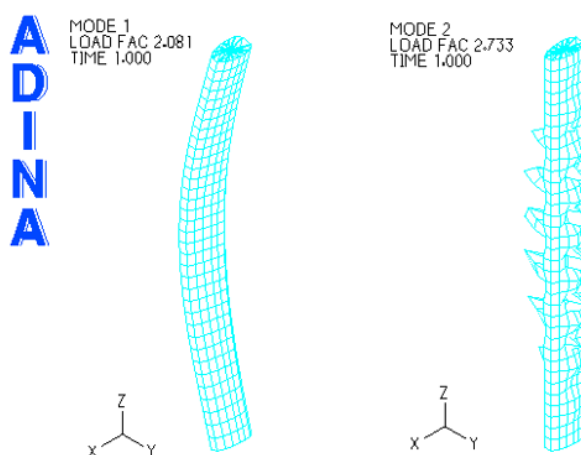


Figura 24: Risultati di buckling relativi al pannello fibra di carbonio (infusione epoxy con 0% vuoti): buckling trasversale (sinistra) e buckling locale (destra).

È interessante notare come per il caso di pannello in alluminio con strato esterno di 10 mm di stucco il carico a cui avviene il buckling locale rimane pressoché invariato, mentre il modo di deformarsi della struttura varia, con una riduzione anche in questo caso dell'ampiezza delle ondulazioni sul guscio (Figura 25).

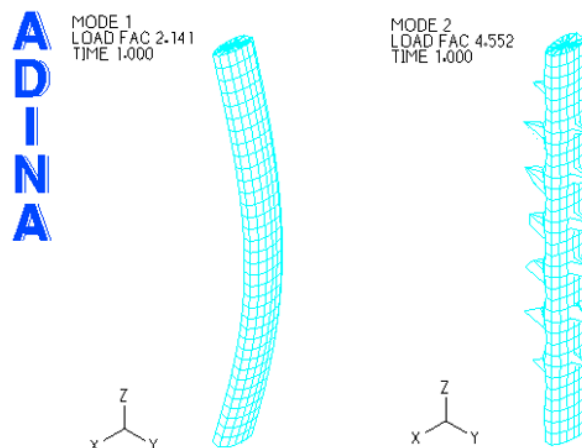


Figura 25: Risultati di buckling relativi al pannello in alluminio (con stucco): buckling trasversale (sinistra) e buckling locale (destra).

Tornando alla resistenza dei pannelli a seconda del materiale ipotizzato, la successiva tabella (Tab. 9) riporta i risultati ottenuti dalle analisi di buckling linearizzato in ADINA sia in termini di carico critico che di Load Factor.

Tabella 9: Risultati delle analisi di buckling linearizzato sul pannello.

Risultati resistenza a buckling Load 4000000 [N]		
Caso	LF	Load Cr [kN]
All	2.10	8412
All + Stucco	2.14	8564
CF prepreg ( $V_0 = 0.0\%$ )	2.85	11408
CF prepreg ( $V_0 = 0.5\%$ )	2.85	11400
CF prepreg ( $V_0 = 2.5\%$ )	2.82	11264
CF prepreg ( $V_0 = 5.0\%$ )	2.76	11036
CF infusion E ( $V_0 = 0.0\%$ )	2.08	8324
CF infusion E ( $V_0 = 0.5\%$ )	2.08	8316
CF infusion E ( $V_0 = 2.5\%$ )	2.06	8220
CF infusion E ( $V_0 = 5.0\%$ )	2.01	8056
CF infusion V ( $V_0 = 0.0\%$ )	2.10	8392
CF infusion V ( $V_0 = 0.5\%$ )	2.10	8392
CF infusion V ( $V_0 = 2.5\%$ )	2.07	8288
CF infusion V ( $V_0 = 5.0\%$ )	2.03	8116

Sebbene si noti come la resistenza diminuisca al crescere del contenuto d'aria nel laminato, deve essere sottolineato che il reale comportamento di un composito avente una percentuale di inclusioni d'aria non trascurabile è molto peggiore a causa della forte diminuzione della resistenza a taglio interlaminare, principale responsabile delle delaminazioni e quindi di un conseguente collasso prematuro della struttura. Si nota inoltre come la resistenza per i laminati realizzati con infusione sia di poco inferiore a quella del pannello in alluminio, mentre quella del laminato in prepreg sia nettamente la migliore, con un aumento del carico critico di circa un terzo rispetto all'alluminio. Infine, il composito realizzato con infusione di vinilestere ha delle caratteristiche di resistenza appena superiori al caso con epossidica, tuttavia va ricordato che quest'ultima resina offre migliori proprietà di adesione e di allungamento a rottura, che la rendono preferibile in applicazioni dove sono richieste maggiori performance del composito.

Sono stati quindi confrontati i risultati ottenuti in termini di resistenza a buckling, peso e costi, rapportandoli tra loro, in modo da poter fornire delle indicazioni per la scelta del materiale da utilizzare per la realizzazione dell'albero, a seconda di come sia orientata la progettazione del rig, ovvero più mirata all'ottenimento di elevate prestazioni dell'imbarcazione o invece più mirata al contenimento dei costi realizzativi.

Tabella 10: Confronto Resistenza/Peso dei vari pannelli esaminati.

Confronto resistenza/peso			
Materiale	Peso [kg]	Load Cr [kN]	Load Cr/Peso
All	990.2	8412	8.5
All + Stucco	1181.6	8564	7.2
CF prepreg	607.3	11408	18.8
CF infusion E	572.1	8324	14.5
CF infusion V	572.1	8392	14.7

La Tabella 10 mostra il rapporto tra carico critico e peso del pannello: un valore elevato indica quindi una maggiore resistenza a buckling "specifica". Come ci potevamo aspettare il miglior dato è quello relativo al pannello con prepreg, mentre, nonostante i laminati realizzati con infusione abbiano un carico critico in termini assoluti di poco inferiore ai pannelli in alluminio, la loro rigidità specifica è circa il doppio rispetto a quella di questi ultimi.

Tabella 11: Confronto  $LF$ /Costi dei vari pannelli esaminati.

Confronto Resistenza/Costi			
Materiale	$LF$	Costi [\$]	$LF$ /Costi
All	2.10	3070	68.5
All + Stucco	2.14	10019	21.4
CF prepreg	2.85	42695	6.7
CF infusion E	2.08	31092	6.7
CF infusion V	2.10	29456	7.1

La Tabella 11 riporta invece il rapporto tra resistenza e costi del pannello: anche in questo caso un valore più alto sarà preferibile, stando ad indicare una minore spesa richiesta per ottenere un certo livello di resistenza. In questo confronto i risultati sono molto simili a quelli ottenuti dal calcolo del costo dei pannelli, infatti, tra il costo del pannello in alluminio senza stucco e quello dei pannelli in carbonio c'è un ordine di grandezza di differenza, mentre per quanto riguarda la resistenza l'incremento è solamente di circa il 30%, facendo sì che il rapporto  $L_{cr}/\text{Costi}$  sia circa dieci volte minore per i pannelli in fibra di carbonio. Si nota infine come questo rapporto nel caso di pannello in alluminio stuccato si riduca ad essere "solamente" circa tre volte di quello dei compositi, per i quali costi e difficoltà realizzative sono sicuramente da considerare.

L'ultima tabella (Tabella 12) mette invece a confronto i risultati ottenuti in termini di peso e di costi. In questo caso si è scelto di prendere come riferimento il pannello in alluminio stuccato, essendo questo il comune modo con cui vengono realizzati gli alberi di grandi yacht a vela, e di rapportare l'aumento di costi alla riduzione di peso degli altri casi. In questo modo il rapporto Variazione Costi/Peso ci dice "quanto costa al kg" il risparmio di peso ottenuto, ovviamente sempre in termini di costi del materiale.

Tabella 12: Confronto Costi/Peso dei vari pannelli esaminati.

Confronto Costi/Peso			
Materiale	Peso [kg]	Costi [\$]	Variazione Costi/Peso
All	2.10	3070	-36.3
All + Stucco	2.14	10019	0.0
CF prepreg	2.85	42695	56.9
CF infusion E	2.08	31092	34.6
CF infusion V	2.10	29456	31.9

Il caso del pannello in alluminio senza stucco ha un valore negativo dal momento che l'eliminazione dello stucco comporta un risparmio sia economico sia di peso della struttura, tuttavia, come già detto in precedenza, la stuccatura dell'albero è un'operazione necessaria a fini estetici. Si può inoltre osservare la differenza tra le fibre di carbonio: il risparmio di peso risulta molto meno costoso (circa -41%) per i laminati realizzati con infusione rispetto al laminato in prepreg.

## 11 Simulazioni sulla Geometria del Pannello

Nel precedente capitolo è stata valutata l'influenza del materiale costruttivo dell'albero (con le sue evidenti implicazioni geometriche e di configurazione strutturale associate) sulla resistenza, sul peso e sul costo di quest'ultimo. Adesso, nelle analisi FEM si vuole osservare anche come la geometria, in funzione del materiale e del processo produttivo scelti, vada ad influire su questi aspetti. In questo capitolo quindi confronteremo direttamente diverse configurazioni progettuali, ovvero la geometria del pannello ottenuta come conseguenza della scelta di materiale e processo produttivo.

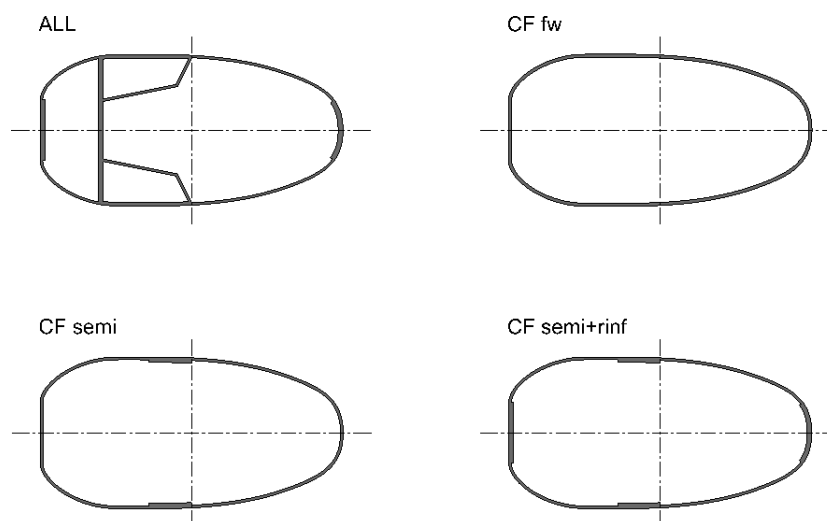


Figura 26: Sezioni del pannello in base alla configurazione progettuale ipotizzata.

Nella Figura 26 si possono osservare le sezioni del pannello a seconda del materiale e del processo produttivo considerati. Per le simulazioni di questo capitolo sono stati considerati i seguenti casi:

- Pannello in alluminio saldato con setti e rinforzi interni, lo strato di stucco non è stato considerato nelle analisi vista la ridotta influenza sul carico critico, ma sarà considerato per peso e costi (ALL);
- Pannello in prepreg di fibra di carbonio ottenuto da filament winding, si ha una forma “tubolare”, ovvero con spessore uniforme e senza zone di rinforzo (CF fw);
- Pannello in fibra di carbonio ottenuto con laminazione su stampo femmina, si ha quindi l'accoppiamento di due semigusci e una zona di overlap tra questi; non sono state considerate ulteriori zone di rinforzo (CF semi);
- Pannello in fibra di carbonio ottenuto con laminazione su stampo femmina (come il caso precedente) con aggiunta di zone di rinforzo in corrispondenza del cupolino di prua e di poppa dell'albero (CF semi+rinf).

Per i pannelli in fibra di carbonio sono stati considerati sia i casi di laminato in prepreg sia di laminato ottenuto con infusione di resina epossidica. Non sono stati considerati i casi di infusione con resina vinilestere, visti i risultati molto simili a quelli della resina

epossidica, ma essendo quest'ultima preferibile per la migliore adesività e il migliore allungamento. Per tutti i casi di fibra di carbonio ipotizzati sono state considerate le proprietà calcolate in precedenza, relative al materiale senza inclusioni d'aria (0% vuoti).

In ADINA le varie geometrie dei pannelli sono state ottenute sempre attraverso l'estrusione delle curve rappresentanti i piani medi delle lamiere e dei laminati, importate come file ".iges" (la Figura 27 riporta come esempio il caso del pannello in alluminio). Queste superfici sono state poi collegate con dei Rigidi Links nei casi in cui non fossero adiacenti. Per il resto le analisi sono analoghe a quelle eseguite in precedenza.

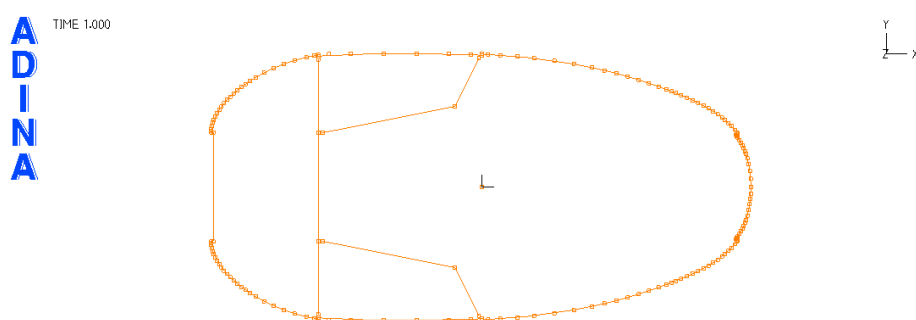


Figura 27: Curve della sezione del pannello nel caso in alluminio.

Anche in questo capitolo, prima di confrontare la resistenza dei pannelli, ci si vuole brevemente soffermare sul comportamento relativo al buckling locale. Per il pannello in alluminio con rinforzi interni si nota dalla Figura 28 come le ondulazioni si riducono in numero e interessano solo la parte frontale dell'albero (che è priva di setti interni). Inoltre, si incrementa anche notevolmente il carico a cui il fenomeno si verifica, avvenendo perfino dopo il buckling longitudinale del pannello.

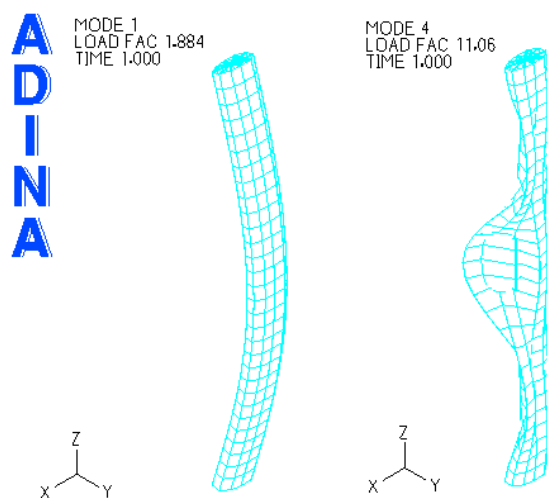


Figura 28: Buckling del pannello con configurazione in alluminio.

Nel caso di pannello in fibra di carbonio con geometria relativa al filament winding il buckling locale è quello tipico della fibra di carbonio, essendo in questo caso la geometria analoga a quella utilizzata nelle precedenti simulazioni (Figura 29).

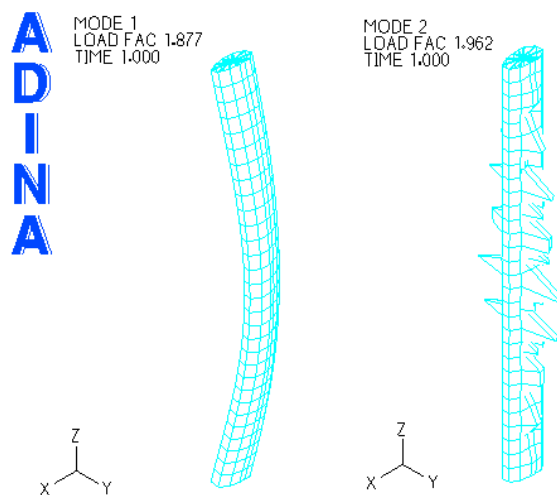


Figura 29: Buckling del pannello in prepreg nel caso di produzione con filament winding.

Per il pannello ottenuto dall'unione di due semigusci in fibra di carbonio si osserva dalla Figura 30 come il buckling locale sia qualitativamente simile a quello del pannello in alluminio con spessore uniforme ottenuto nel precedente capitolo (Figura 23). Molto probabilmente ciò è l'effetto dell'irrigidimento dato dall'overlap della giunzione. In questo caso, come per gli altri relativi a pannelli in fibra di carbonio, il Load Factor si mantiene molto vicino a quello relativo al carico critico.

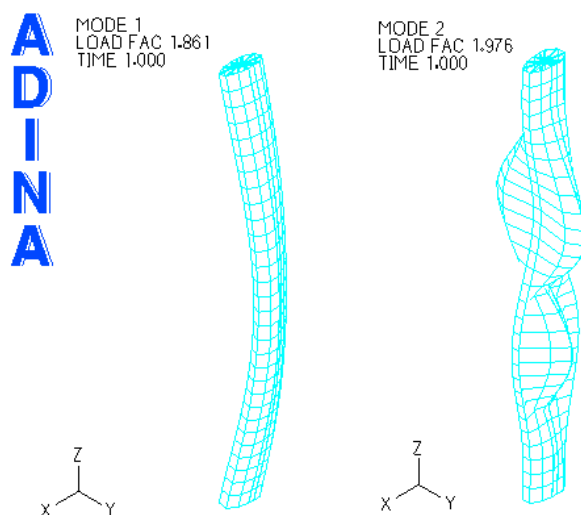


Figura 30: Buckling del pannello in prepreg dato dall'unione di due semigusci, senza zone di rinforzo.

Per il pannello in fibra di carbonio con overlap e rinforzi il buckling locale torna ad avere le ondulazioni tipiche del pannello con spessore uniforme, sebbene in questo caso il Load Factor aumenti di circa il 40%, come possibile effetto delle zone di irrigidimento introdotte nella geometria (Figura 31).

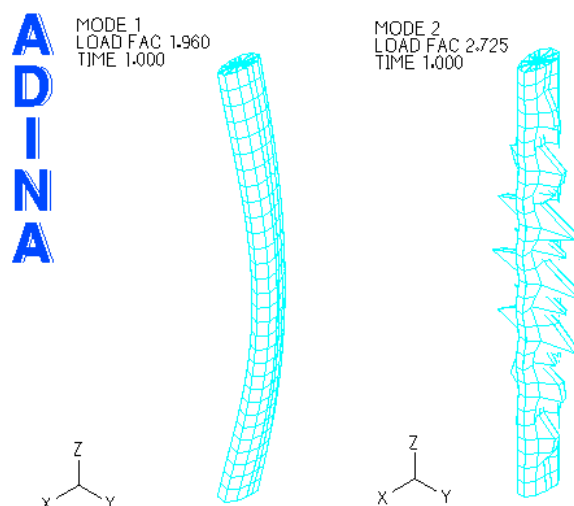


Figura 31: Buckling del pannello in prepreg dato dall'unione di due semigusci, con rinforzo dei cupolini.

Tornando all'analisi della resistenza e del confronto con pesi e costi del pannello, la successiva tabella (Tabella 13) mostra i risultati ottenuti dalle analisi di buckling. In questo caso sono riportate anche le caratteristiche geometriche di ciascun pannello: esse sono state ottenute in modo che il Load Factor relativo al carico critico fosse simile per tutti i pannelli e prossimo al valore di 1.90, così da avere un confronto più diretto. È stata eseguita solo un'analisi per il pannello in alluminio, lo strato di stucco è stato successivamente considerato solo come un aggravio di peso vista la poca influenza che ha sul buckling globale del pannello.

Tabella 13: Confronto tra resistenza e peso delle configurazioni progettuali studiate.

Caso	Area	$J_x$	$J_y$	$LF$	Peso	Load Cr/Peso
	[mm <sup>2</sup> ]	[mm <sup>4</sup> ]	[mm <sup>4</sup> ]	[-]	[kg]	[kN/kg]
Alluminio	38830	1.18E+09	3.91E+09	1.88	1070.4	7.03
Alluminio + stucco	38830	1.18E+09	3.91E+09	1.88	1261.9	5.96
CF prepreg – fw	25864	9.95E+08	2.92E+09	1.88	437.3	17.20
CF prepreg – semi	25222	1.01E+09	2.80E+09	1.86	426.4	17.45
CF prepreg – semi+rinf	27004	9.95E+08	3.09E+09	1.96	456.6	17.17
CF inf epoxy – fw	34696	1.33E+09	3.90E+09	1.86	586.6	12.68
CF inf epoxy – semi	35027	1.40E+09	3.56E+09	1.92	592.2	12.97
CF inf epoxy – semi+rinf	35574	1.30E+09	4.05E+09	1.91	601.5	12.70



I risultati ancora una volta confermano l'elevata resistenza specifica a buckling della fibra di carbonio. Rispetto al pannello in alluminio con stucco, i pannelli realizzati con infusione di epoxy hanno un rapporto Load Cr/Peso che è quasi il doppio rispetto al caso in alluminio con stucco, mentre per il laminato in prepreg questo è quasi il triplo. Va sottolineato che la geometria con rinforzo dei cupolini, sebbene abbia una resistenza a buckling trasversale di poco inferiore al pannello con soli overlap, consente di migliorare di molto la stabilità longitudinale dell'albero grazie all'inerzia  $J_y$  che è sensibilmente maggiore.

Tabella 14: Confronto tra resistenza e costi delle configurazioni progettuali studiate.

Caso	Costi unitari	Costi	$LF$	$LF/Costi$
	[\$ /kg]	[\$]		
Alluminio	3.10	3318	1.88	56.66
Alluminio + stucco	–	10268	1.88	18.31
CF prepreg – fw	70.30	30742	1.88	6.12
CF prepreg – semi	70.30	29979	1.86	6.20
CF prepreg – semi+rinf	70.30	32097	1.96	6.11
CF inf epoxy – fw	54.35	31881	1.86	5.83
CF inf epoxy – semi	54.35	32185	1.92	5.97
CF inf epoxy – semi+rinf	54.35	32688	1.91	5.84

Esaminando invece il rapporto tra resistenza e costi dalla Tabella 14 si osservano dei risultati analoghi a quelli ottenuti nel precedente capitolo: la resistenza dei pannelli in fibra di carbonio è molto simile in tutti i casi (con un valore prossimo a 6); per il pannello in alluminio si ha un rapporto quasi 10 volte maggiore, essendo questo il fattore che separa i costi dei due materiali; anche in queste analisi il pannello in alluminio con strato di stucco ha un rapporto  $LF/Costi$  circa tre volte maggiore dei casi in carbonio.

## 12 Nuove Geometrie per Alberi in Carbonio

Nella tesi magistrale di Zamani [5], nella quale viene studiata l'ottimizzazione della resistenza a buckling locale di un albero in carbonio appartenente ad un Open 60, è evidenziato come con una maggiore rigidezza flessionale del pannello ( $EI$ ) sia possibile ridurre lo spessore e di conseguenza ottenere una diminuzione del peso. Tuttavia, il minore spessore raggiunto comporta una minore resistenza a buckling locale, dal momento che questo fenomeno dipende direttamente dallo spessore del guscio. Per ovviare a questo problema è stato simulato l'utilizzo di una sezione contenente uno strato di pochi millimetri di un film epossidico (syntactic core), come riportato nella Figura 32 [5]. Questo, svolgendo un ruolo analogo a quello di un'anima in un sandwich, aumenta spessore e inerzia del pannello, contribuendo ad un incremento sia della resistenza a buckling locale, che di quella globale, essendo quest'ultima dipendente invece dall'inerzia della sezione.

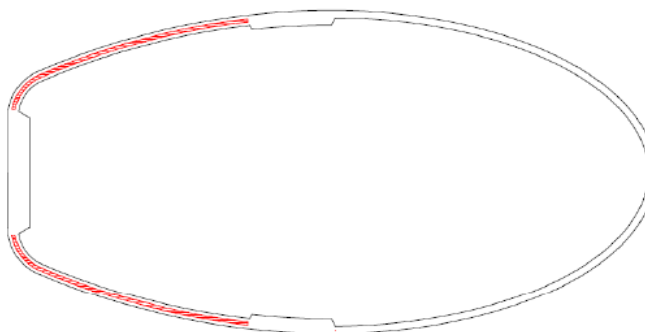


Figura 32: Film di epoxy core (in rosso) inserito nella sezione dell'albero [5].

Le schiume sintattiche sono una tipologia di materiali compositi in cui la matrice (ceramica, metallica o epossidica) ha al suo interno delle microsferiche cave che ne riducono la densità e ne aumentano la resistenza. Si ottiene così un materiale molto leggero, ma con un'ottima stabilità dimensionale a compressione e un'elevata resistenza a impatti. Si è voluto analizzare questa strategia progettuale per ultima e separatamente a causa della mancanza di informazioni relative al costo del materiale e al suo reale utilizzo nella costruzione di alberi di imbarcazioni a vela. Anche in questo caso è stata eseguita un'analisi FEM sullo stesso pannello di albero esaminato in precedenza. Lo spessore totale del laminato è stato mantenuto invariato e al suo interno è stato inserito uno strato di 2 mm di film sintattico in epoxy con microsferiche cave in vetro. Le due pelli del laminato sono state assunte uguali per mantenere la simmetria della laminazione.

Per le proprietà del core (riportate in Tabella 15) sono stati utilizzati i dati relativi al materiale EFOAM utilizzato nello studio di Carrera et al. [37], ipotizzando un comportamento isotropo del materiale. Sono state eseguite le analisi per i casi di epoxy film applicato in un laminato realizzato con prepreg, con infusione di epossidica e con infusione di vinilestere.

Tabella 15: Peso e resistenza a buckling dei pannelli con core in EFOAM.

EFOAM Syntactic Core			
Densità	$E$	$\nu$	$G$
[kg/m <sup>3</sup> ]	[GPa]	[-]	[GPa]
5.30	1.51	0.30	0.58

Sono riportati i risultati dei pannelli con core EFOAM in termini di peso e carico critico (Tabella 16) e il confronto Resistenza/Peso con gli altri materiali precedentemente analizzati (Tabella 17).

Tabella 16: Peso e carico critico dei pannelli con core in EFOAM.

Pannello con Core EFOAM			
Materiale	Peso	$LF$	Load Cr
	[kg]	[-]	[kN]
CF prepreg + EFOAM	548.3	2.464	9856
CF infusion E + EFOAM	518.1	1.802	7208
CF infusion V + EFOAM	518.1	1.816	7264

Tabella 17: Confronto Resistenza/Peso dei vari materiali del pannello.

Confronto Resistenza/Peso			
Materiale	Peso	Load Cr	Load Cr/Peso
	[kg]	[kN]	
All	990.2	8412	8.5
All + stucco	1181.6	8564	7.2
CF prepreg	607.3	11408	18.8
CF infusion E	572.1	8324	14.5
CF infusion V	572.1	8392	14.7
CF prepreg + EFOAM	548.3	9856	18.0
CF infusion E + EFOAM	518.1	7208	13.9
CF infusion V + EFOAM	518.1	7264	14.0

Dai risultati ottenuti si nota come in termini assoluti l'utilizzo del film epossidico consenta di alleggerire ulteriormente il pannello, tuttavia, si ha una significativa diminuzione della resistenza a buckling (circa  $-14\%$ ). Grazie alla riduzione di peso il rapporto tra carico critico e peso non si riduce eccessivamente, mantenendo così valori di resistenza specifica molto maggiori rispetto all'alluminio. L'introduzione di un core epossidico può essere molto utile nel caso si voglia aumentare la resistenza a buckling locale, contenendo notevolmente il peso, mentre porta ad una leggera riduzione di quella a buckling globale. Infine, deve essere sottolineato come l'utilizzo di film sintattici con spessori così ridotti trovi applicazioni solo in ambito aerospaziale, a causa degli elevati costi dovuti alle difficoltà realizzative, e che l'utilizzo per la costruzione di alberi di sistemi velici potrebbe comportare problematiche legate alle forti curvature di queste strutture.

## 13 Conclusioni

In questa relazione sono state studiate diverse configurazioni progettuali con cui è possibile realizzare i pannelli dell'albero di un'imbarcazione a vela. La configurazione progettuale è data in funzione della scelta del materiale, del processo produttivo e della geometria, la quale spesso dipende da questi primi due fattori. Prima sono stati introdotti i principali aspetti e le criticità che caratterizzano i materiali compositi e i relativi processi produttivi, con particolare attenzione alla produzione di alberi in carbonio, dal momento che l'utilizzo di questo materiale rappresenta il modo più efficace per ridurre considerevolmente il peso dell'armo velico. Successivamente, visti gli elevati costi che comporta l'attuale stato dell'arte della produzione di manufatti in fibra di carbonio con elevate performance e di dimensioni considerevoli (laminato in prepreg con cura in autoclave), sono stati ricercati in altri settori industriali dei possibili metodi alternativi per la produzione di alberi in carbonio compatibili con le geometrie degli armi velici di grandi navi a vela.

Sono stati individuati l'utilizzo di prepreg OoA, che consente di ottenere laminati con stesse proprietà che si avrebbero con cura in autoclave ed è sempre più diffuso per la realizzazione di strutture aerospaziali, e l'infusione in sacco del vuoto, la quale, sebbene non consenta di raggiungere le ottime performance dei prepreg, sembra essere un metodo molto promettente per ottenere strutture resistenti, leggere e con poche imperfezioni, riuscendo a contenere i costi realizzativi. Infine, sono stati ipotizzati vari casi di laminati in fibra di carbonio a seconda del processo produttivo considerato e della presenza di imperfezioni al loro interno e ne sono state calcolate le proprietà meccaniche da utilizzare nelle successive simulazioni numeriche.

Sono quindi state eseguite delle analisi agli elementi finiti per simulare il comportamento di un pannello d'albero in vari casi di configurazione progettuale.

Prima è stata valutata la sola influenza sulla geometria e la configurazione strutturale del materiale e delle sue caratteristiche a seconda del processo produttivo. Rappor-  
tando i risultati di resistenza a buckling con peso e costi dei vari pannelli si nota come la resistenza specifica (Load Cr/Peso) dei pannelli in carbonio sia circa il doppio di quella dei pannelli in alluminio, tuttavia, il rapporto Load Cr/Costi arriva a essere dieci volte inferiore per i pannelli in composito.

Sono state poi eseguite delle analisi che, in base al materiale scelto e al processo produttivo, ne studiassero anche la conseguente geometria, ottenendo così dei risultati relativi a delle effettive configurazioni progettuali dell'albero. In questo caso i risultati hanno comunque confermato i valori trovati per l'effetto del solo materiale, ovvero un forte aumento della resistenza a buckling (tra le 2 e le 3 volte) con l'utilizzo della fibra di carbonio, a discapito però dei costi che sono superiori di circa un ordine di grandezza.

Come ultimo aspetto è stato studiato l'utilizzo di una nuova geometria della sezione dell'albero, trattata nella tesi di F. Zamani [5] e caratterizzata dall'utilizzo di un core sintattico, ovvero un film epossidico. In termini di resistenza a buckling specifica non si hanno dei benefici, mentre, come mostrato anche da Zamani nella sua tesi, si ha

un notevole incremento della resistenza a buckling locale a fronte di un contenuto aumento di peso dovuto all'introduzione del core. La configurazione proposta tende quindi a realizzare per il caso di un albero un sandwich piuttosto particolare poiché caratterizzato da forte curvatura e con necessità di processi produttivi idonei. D'altra parte, è stato dimostrato come questa geometria possa ovviare ai problemi di instabilità locale di parete senza incrementare il peso globale della struttura.

Per concludere, si ritiene opportuno ricordare che non esiste una scelta per la “migliore” configurazione progettuale con cui realizzare l'albero. Si prenda ad esempio la tesi magistrale in Yacht Design di C. Conti [38], svolta in collaborazione col cantiere Perini Navi, nella quale è stata studiata la sostituzione di un albero in carbonio con uno in alluminio “ottimizzato” affinché venisse ottenuto un risparmio economico dell'ordine del milione di euro, continuando a soddisfare i limiti di sicurezza posti dal registro di classifica DNV-GL.

Nella tesi di F. Phelan [6] uno degli obiettivi era invece l'opposto: sostituire un albero in alluminio con uno in carbonio, non tenendo conto dei costi, ma cercando di ridurre il più possibile il peso dell'armo velico e rispettando allo stesso tempo i requisiti di sicurezza imposti dal DNV-GL. La scelta della configurazione progettuale dell'albero è perciò conseguenza del compromesso tra costi, prestazioni, robustezza e peso, scelti come obiettivi in fase di ideazione del progetto.

Attraverso i temi trattati in questo report si è cercato di dare una panoramica relativa alle possibili scelte che possono caratterizzare la progettazione di un albero, in modo da avere un'idea dei vantaggi e degli svantaggi che ciascuna di esse comporta.

## Riferimenti bibliografici

- [1] Bevan S. Super spars aluminium technology: Don't just listen to us, listen to sailors and look at the results. <https://www.sail-world.com/news/205147/Super-Spars-Aluminium-Technology>, 15 May 2018.
- [2] Gaiotti M. e Rizzo C. M. Appunti del corso “Yacht Construction Technologies” (A.A. 2018-2019), 2018.
- [3] Xu L. R. e Rosakis A. J. Impact failure characteristics in sandwich structures: Part I: Basic failure mode selection. *International Journal of Solids and Structures*, 39 (16):4215–4235, 2002.
- [4] Seldén. Carbon Masts. <https://www.seldenmast.com/products/masts/>.
- [5] Zamani F. Local buckling analysis on a carbon fiber composite mast panel using the finite elements method. Tesi di Laurea Magistrale in Yacht Design, Università degli Studi di Genova, 2014. Relatori: C. M. Rizzo, M. Paci.
- [6] Phelan F. Riduzione del peso di sistemi velici: studio dell'influenza delle scelte progettuali attraverso analisi numeriche. Tesi di Laurea Magistrale in Yacht Design, Università degli Studi di Genova, 2021. Relatori: C. M. Rizzo, M. Gaiotti.
- [7] Bottacin G., Meneghetti G., Quaresimin M. e Zordan A. Progetto e validazione sperimentale di un albero innovativo in composito – Parte I. *Via Mare*, 3:6–14, 2004.
- [8] Centea T., Grunenfelder L.K. e Nutt S.R. A review of out-of-autoclave prepregs – Material properties, process phenomena, and manufacturing considerations. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 70:132–154, 2015.
- [9] Jerman B. The local buckling of the thin walled aluminium mast. *FME Transactions*, 38:55–62, 2010.
- [10] Gualeni P., Gaiotti M. e Rizzo C. M. Analisi critica del processo progettuale dei sistemi velici ed individuazione di strategie per la riduzione del peso. Rapporto Tecnico SP.1-OR.4-D.1, Progetto TRIM – Tecnologia e Ricerca Industriale per la Mobilità Marina, 2020. Università degli Studi di Genova.
- [11] Gilliam J. History of sailing yacht masts, rigging and sails: 1900-present day. <https://www.boatdesign.net/articles/mast-materials/index.htm>.
- [12] Skene N. L. *Elements of Yacht Design*. Sheridan House, Dobbs Ferry, NY, USA, reprint of 1938 edition, 2001.
- [13] Mouritz A. P., Gellert E., Burchill P. e Challis K. Review of advanced composite structures for naval ships and submarines. *Composite Structures*, 53(1):21–42, 2001.
- [14] Wikipedia. Carbon fibers. [https://en.wikipedia.org/wiki/Carbon\\_fibers](https://en.wikipedia.org/wiki/Carbon_fibers).

- [15] Mouring S. E. Buckling and postbuckling of composite ship panels stiffened with preform frames. *Ocean Engineering*, 26(8):793–803, 1999.
- [16] Barsotti B., Gaiotti M. e Rizzo C. M. Recent industrial developments of marine composites limit states and design approaches on strength. *Journal of Marine Science and Application*, 19(4):553–566, 2020.
- [17] Godani M., Gaiotti M. e Rizzo C. M. Interlaminar shear strength of marine composite laminates: Tests and numerical simulations. *Journal of Marine Science and Application*, 112:122–133, 2014.
- [18] Godani M., Gaiotti M. e Rizzo C. M. Influence of air inclusions on marine composites inter-laminar shear strength. In *Proceedings of the ISOPE 2015, the 25th International Offshore and Polar Engineering Conference*, volume 1, pages 593–601, Kona, Hawaii, USA, 21-26 June, 2015. International Offshore and Polar Engineering Conference.
- [19] Vries H.P.J. de. Design and fabrication of tall composite masts for large yachts. Technical Paper NLR-TP-99564, National Aerospace Laboratory NLR, 1999. Presented at SAMPE EUROPE 2000, Paris, 18-20 April, 2000.
- [20] Mason K. Cutting infusion time and cost. <https://www.compositesworld.com/articles/cutting-infusion-time-and-cost>, 8 January 2006.
- [21] Gaiotti M., Ravina E., Rizzo C. M. e Ungaro A. Testing and simulation of a bolted and bonded joint between steel deck and composite side shell plating of a naval vessel. *Engineering Structures*, 172:228–238, 2018.
- [22] Gaiotti M., Zamarin A., Josefson B. L. e Matulja T. A numerical sensitivity analysis on the cohesive parameters of a carbon-steel single lap joint. *Ocean Engineering*, 198:106010, 2020.
- [23] Hall E. Some critical notes on designing with composites. In *Proceedings of the 16th International HISWA Symposium on Yacht Design and Yacht Construction*, pages 65–76, Amsterdam, The Netherlands, 13 November, 2000.
- [24] Hall E. High performance carbon fiber spar manufacturing. In *Proceedings of the 17th International HISWA Symposium on Yacht Design and Yacht Construction*, page 15, Amsterdam, The Netherlands, 18-19 November, 2002.
- [25] Witik R. A., Gaille F., Teuscher R., Ringwald H., Michaud V. e Møanson J. E. A numerical sensitivity analysis on the cohesive parameters of a carbon-steel single lap joint. *Journal of Cleaner Production*, 29-30:91–102, 2012.
- [26] Meredith J., Bilson E., Powe R., Collings E. e Kirwan K. A performance versus cost analysis of prepreg carbon fibre epoxy energy absorption structures. *Composite Structures*, 124:206–213, 2015.
- [27] Huang H. e Talreja R. Effects of void geometry on elastic properties of unidirectional fiber reinforced composites. *Composites Science and Technology*, 65(13): 1964–1981, 2005.

- [28] Mehdikhani M., Gorbatiikh L., Verpoest I. e Lomov S. V. Voids in fiber-reinforced polymer composites: A review on their formation, characteristics, and effects on mechanical performance. *Journal of Composite Materials*, 53(12):1579–1669, 2019.
- [29] Levy A., Stadlin J. e Hubert P. Corner consolidation in vacuum bag only processing of out-of-autoclave composite prepregs laminates. In *Proceedings of the International SAMPE Technical Conference*, Seattle, WA, USA, 2-5 June, 2014.
- [30] Hernández S., Sket F., González C. e Llorca J. Optimization of curing cycle in carbon fiber-reinforced laminates: Void distribution and mechanical properties. *Composites Science and Technology*, 85:73–82, 2013.
- [31] J. Ostrower. A350 composite wing panels to be first out-of-autoclave parts. <https://lingualeo.com/az/jungle/a350-composite-wing-panels-to-be-first-outofautoclave-parts-89142>, 7 June 2011.
- [32] Kim D., Hennigan D. J. e Beavers K. D. Effect of fabrication processes on mechanical properties of glass fiber reinforced polymer composites for 49 meter (160 foot) recreational yachts. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, 2(1):45–56, 2010.
- [33] Mason H. Titania works with Airbus D&S on reduced-cost infusion for UAVs. <https://www.compositesworld.com/news/titania-works-with-airbus-ds-on-reduced-cost-infusion-for-uavs>, 5 March 2019.
- [34] *High Speed Craft*. Germanisher Lloyd, 2012.
- [35] Toray. Torayca T700S Data Sheet. <https://www.toraycma.com/wp-content/uploads/T700S-Technical-Data-Sheet-1.pdf>, 13 April 2018.
- [36] International. Interfill 830 scheda tecnica. <https://www.international-yachtpaint.com>, 13 April 2018.
- [37] Carrera G., Rizzo C. M. e Salio M. P. GFRP sandwich composites: calibration of a numerical model by large scale tests. In *Proceedings of the 2nd International Conference on Marine Research and Transportation ICMRT '07*, pages 47–56, Ischia, Naples, Italy, 28-30 June, 2007.
- [38] Conti C. Analisi numeriche per l'alleggerimento di grandi sistemi velici. Tesi di Laurea Magistrale in Yacht Design, Università degli Studi di Genova, 2016. Relatori: C. M. Rizzo, M. Paci.