

POLITECNICO DI MILANO  
Facoltà di Ingegneria Industriale  
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale



OTTIMIZZAZIONE E REALIZZAZIONE DI PALE  
AEROELASTICHE IN COMPOSITO PER UN  
MODELLO DI AEROGENERATORE EOLICO DA  
GALLERIA DEL VENTO.

RELATORE:

Prof. Ing. Carlo Luigi BOTTASSO

CO-RELATORE:

Ing. Filippo CAMPAGNOLO

TESI DI LAUREA DI:

Stefano ROTA

Matr. 724958

ANNO ACCADEMICO 2009-2010



## RINGRAZIAMENTI

*Ringrazio il Professor Carlo L. Bottasso per avermi proposto questa tesi e l'Ingegnere Filippo Campagnolo per avermi aiutato con pazienza ed entusiasmo a realizzarla nel migliore dei modi. Un grazie anche agli Ingegneri Carlo E.D. Riboldi, Stefano Cacciola, Stefano Calovi e Davide Devecchi per avermi ospitato nel loro ufficio.*

*Ringrazio inoltre tutto il personale tecnico del laboratorio E. Preti del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, in particolar modo Alessandro Maggiolini, Maria Rosa Monzani, Alessandro Mottironi, Roberto Bertè, Silvio Ferragina, Mauro Strada e Maria Rosaria Pagano, che hanno assecondato tutte le mie richieste, permettendomi di raggiungere i risultati che verranno presentati di seguito.*

*Un grazie sentito ai miei amici, di casa e dell'università, con cui ho condiviso tutti questi anni e senza i quali non sarebbe stato lo stesso.*

*Un ringraziamento particolare alla mia compagna Erika, che mi è stata sempre vicino con grande affetto in tutti i momenti, belli e brutti, in questo lungo viaggio.*

*Per ultimi, ma non certamente per importanza, ringrazio i miei genitori Luisa e Claudio, e mia sorella Daniela, che mi hanno sempre sostenuto e spronato a dare il meglio me.*

*Grazie. Stefano Rota.*



## SOMMARIO

---

In questo elaborato di tesi si presenta il progetto e lo sviluppo di una tecnologia che ha portato alla realizzazione di Pale aeroelastiche di un modello di aerogeneratore eolico da galleria del vento. Il lavoro fa parte di un progetto triennale e si inserisce in una fase in cui il progetto e la realizzazione di un primo modello funzionante, è stata compiuta.

In particolare, si analizzeranno le tecnologie disponibili al giorno d'oggi per realizzare pale aeroelastiche con materiali compositi, da cui estrarre linee guida per il progetto.

Successivamente si esporranno nel dettaglio tutte le fasi, sia numeriche sia sperimentali, che hanno portato alla realizzazione del progetto. Si descriverà come si è impostata l'ottimizzazione numerica basata su software ad Elementi finiti e Multicorpo; si mostreranno tutte le fasi costruttive e di laminazioni dei manufatti e la correlazione tra i risultati sperimentali e le uscite del modello virtuale sviluppato.

Come ultimo aspetto, si presenta lo studio effettuato sulla possibilità di inglobare sensori a fibra ottica all'interno delle pale.

**PAROLE CHIAVE:** Multi Corpo, Elementi Finiti, Tecnologia composita, Fibre Ottiche, Ottimizzazione, Pala, Galleria del vento.

## ABSTRACT

---

This paper presents the thesis project and the development of a technology that has led to the creation of aeroelastic blades for a wind turbine model in wind tunnel. The work is part of a three-year project and has been developed in a phase where the design and the construction of the first working model was completed.

In particular, we will analyze the technologies available today to create aeroelastic blades of composite materials, from which to draw guidelines for the project. Then, we will present in detail all stages, both numerical and experimental, which led to the project. It will be described how to set the numerical optimization based on finite element and multibody softwares; it will be shown every phase of lamination of the artefacts and the correlation between the experimental results and the virtual model developed.

Finally, is shown the study on the possibility of incorporating fiber optic sensors in the blades.

**KEYWORDS:** Multibody, Finite Elements, Composite technology, Optics fibre, Optimization, Blade, Wind tunnel.



## INDICE

---

Indice	vii
Elenco delle figure	ix
Elenco delle tabelle	xiii
1 PROGETTO $WT^2$ : PALE AEROELASTICHE	1
1.1 Progetto $WT^2$	1
1.2 Obiettivo	2
1.3 Modelli aeroelastici per galleria del vento	5
1.3.1 Pale eoliche a grandezza naturale	6
1.3.2 Tecniche costruttive per pale d'elicottero aeroelastiche per modelli da galleria del vento	8
1.3.3 Scelta della tecnologia di costruzione	10
2 MODELLO NUMERICO	11
2.1 Impostazione e costruzione del modello numerico	11
2.1.1 Modello ANBA FE	13
2.1.2 Modello CpLambda MultiBody	18
3 APPLICABILITÀ DELLA SOLUZIONE TECNICA	21
3.1 Provino di messa a punto	21
3.2 Scelta dei materiali	23
3.2.1 Scelta del lisciante esterno	23
3.2.2 Dimensionamento del riempitivo	25
3.2.3 Laminazione	26
3.3 Correlazione numerico - sperimentale	27
3.3.1 Provino zavorrato	27
3.3.2 Analisi di sensitività	29
3.3.3 Seconda generazione di provini	31
4 PALA AEROELASTICA	35
4.1 Ottimizzazione numerica	35
4.1.1 Risultati dell'ottimizzazione	40
4.2 Realizzazione sperimentale	45
4.2.1 Processo di laminazione e cottura	49
4.3 Correlazione Numerico-Sperimentale	50
4.3.1 Prova con vibrometro	50
4.3.2 Prova di eccitazione impulsiva con martelletto	54
5 INSERIMENTO FIBRE OTTICHE	55
5.1 Laminazione del provino	55
5.1.1 Provino 1	56
5.1.2 Provino 2	58
5.2 Verifica statica dei sensori	59

6	CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI	63
A	CARATTERIZZAZIONE DEI MATERIALI	65
A.1	Carbonio unidirezionale	65
A.1.1	Provini con fibre a 0°	66
A.1.2	Provini con fibre a 45°	67
A.1.3	Provini con fibre a 90°	68
A.2	Scotch <i>Weld</i> <sup>TM</sup> Structural Adhesive Film AF 163-2	69
A.3	Evonik Degussa Rohacell® 51	69
	Bibliografia	73



## ELENCO DELLE FIGURE

---

Figura 1.1	Andamenti corda e twist delle pala aeroelastica	3
Figura 1.2	Profili presenti nella pala aeroelastica	3
Figura 1.3	Modello $WT^2$	4
Figura 1.4	Modello aeroelastico da galleria del vento per un velivolo ad ala fissa	5
Figura 1.5	Struttura di una tipica sezione di pala eolica	6
Figura 1.6	Possibile configurazione degli skins esterni	7
Figura 1.7	Pala eolica di dimensioni ridotte	7
Figura 1.8	Tipologia di soluzione costruttiva per pale aeroelastiche di elicottero da galleria	8
Figura 1.9	Pala elicotteristica scalata	9
Figura 1.10	Tipologia di soluzione costruttiva per pale aeroelastiche di elicottero da galleria del vento	9
Figura 1.11	Sezione pala elicotteristica scalata	10
Figura 1.12	Soluzione costruttiva scelta per la pala aeroelastica	10
Figura 2.1	I 3 materiali del profilo tipico: Rohacell - Carbonio - Film	11
Figura 2.2	Menù input - Routine Matlab per la generazione del file Anba	15
Figura 2.3	Linea di definizione degli elementi pannello e spessore relativo	16
Figura 2.4	quadmeshing.m	17
Figura 2.5	Mesh di verifica per quadmeshing.m	17
Figura 2.6	Primi modi numerici calcolati	20
Figura 3.1	Geometria provino di messa a punto	22
Figura 3.2	Stampo utilizzato per la laminazione dei provini	22
Figura 3.3	Provini realizzati con diversi tipi di lisciante esterno	24
Figura 3.4	Rohacell sagomato con la macchina a filo caldo	25
Figura 3.5	Fase di laminazione: posa delle strisce di carbonio sullo stampo	26
Figura 3.6	Provino zavorrato - particolare fase di laminazione	27
Figura 3.7	Andamento prime 5 frequenze provino zavorrato - modelli numerici	28
Figura 3.8	Correlazione primi 4 modi di vibrare provini di 2 <sup>a</sup> generazione	32
Figura 3.9	Matrice di MAC per i provini - vista 3D e dall'alto	33
Figura 3.10	Modi di vibrare sperimentali	33
Figura 3.11	CROSS-MAC modi provino 1 - modi numerici	34

Figura 3.12	CROSS-MAC modi provino 2 - modi numerici	34
Figura 4.1	Andamento ampiezza spar-caps nella pala	37
Figura 4.2	Schema riassuntivo dell'ottimizzazione numerica	39
Figura 4.3	Andamento della funzione di vincolo e di costo con le iterazioni dell'ottimizzatore	41
Figura 4.4	Confronto autovalori Riferimento - Pala finale - Ottimizzata	41
Figura 4.5	Confronto distribuzione di massa Riferimento - Pala finale - Ottimizzata	42
Figura 4.6	Confronto distribuzione rigidezza a flappeggio Riferimento - Pala finale - Ottimizzata	42
Figura 4.7	Confronto distribuzione rigidezza a ritardo Riferimento - Pala finale - Ottimizzata	43
Figura 4.8	Confronto delle varianze degli errori sulla distribuzione di rigidezza a flappeggio, ritardo e massa	43
Figura 4.9	Zoom sulla distribuzione di rigidezza a flappeggio	44
Figura 4.10	Zoom sulla distribuzione di rigidezza a ritardo	44
Figura 4.11	Modello CAD 3D dello riempitivo per la Pala Aeroelastica	46
Figura 4.12	Fase di taglio delle lamine per la Pala	47
Figura 4.13	Geometrie in pianta prodotte da pelli.m delle lamine in carbonio	48
Figura 4.14	Fasi iniziali di laminazione della pala aeroelastica	49
Figura 4.15	Fasi finali di laminazione della pala aeroelastica	50
Figura 4.16	Pala aeroelastica - primo prototipo realizzato	50
Figura 4.17	Struttura di prova - eccitazione con vibrometro	51
Figura 4.18	Confronto frequenze numeriche - sperimentali per la pala aeroelastica	52
Figura 4.19	Scarti di adesivo presenti all'apertura dello stampo	53
Figura 5.1	Fasi di laminazione provino 1 con fibre ottiche	56
Figura 5.2	Provino 1 con fibre ottiche passanti	57
Figura 5.3	Particolare plastilina di protezione - provino 1	57
Figura 5.4	Verifica del corretto funzionamento delle fibre ottiche - Provino 1	57
Figura 5.5	Fasi di laminazione provino 2 con fibre ottiche	58
Figura 5.6	Provino 2 con fibre ottiche	58
Figura 5.7	Verifica del corretto funzionamento delle fibre ottiche - Provino 2	59
Figura 5.8	Configurazione virtuale delle prove statiche per i provini con sensori FBG	60
Figura 5.9	Configurazione reale delle prove statiche per i provini con sensori FBG	60
Figura 5.10	Curve di interpolazione Provino 2 - test 1	61

Figura 5.11	Curve di interpolazione Provino 2 - test 2	61
Figura A.1	Provini fibra di carbonio a 0° portato a rottura	66
Figura A.2	Curve $\sigma - \epsilon$ per i provini in fibra di carbonio - orientazione 0°	66
Figura A.3	Curve $\nu_{21} - \epsilon$ per i provini in fibra di carbonio - orientazione 0°	67
Figura A.4	Provino fibra di carbonio a 45° portato a rottura	67
Figura A.5	Curve $\sigma - \epsilon$ per i provini in fibra di carbonio - orientazione 45°	68
Figura A.6	Provini realizzati in Adesivo strutturale AF163-2	69
Figura A.7	Curve $\sigma - \epsilon$ per i provini in Adesivo AF163-2	69
Figura A.8	Modulo di Poisson per i provini in Adesivo AF163-2	70
Figura A.9	Provini realizzati in Rohacell alle 3 differenti densità	71
Figura A.10	Curve sperimentali Temperatura - E,G per Rohacell a diverse densità	72
Figura A.11	Curve di interpolazione dei dati sperimentali Densità - E,G per Rohacell a diverse temperature	72



## ELENCO DELLE TABELLE

---

Tabella 1.1	Fattori di scala modello $WT^2$	2
Tabella 1.2	Confronto $WT^2$ - $V_{90}$	2
Tabella 2.1	Confronto risultati anba: quadmeshing VS Femap	17
Tabella 2.2	Rigidezze assegnate alle molle nel modello numerico	19
Tabella 2.3	Autovalori calcolati da $Cp\Lambda$	20
Tabella 3.1	Caratteristiche geometriche provino di messa a punto	21
Tabella 3.2	Caratteristiche principali Rohacell® foam	23
Tabella 3.3	Caratteristiche materiali dichiarate dai produttori	25
Tabella 3.4	Caratteristiche di massa provino zavorrato	27
Tabella 3.5	Frequenze modi numerici - provino zavorrato	28
Tabella 3.6	Confronto frequenze misurate - numeriche per provino zavorrato	29
Tabella 3.7	Analisi di sensitività - risultati per Adesivo AF163-2	30
Tabella 3.8	Analisi di sensitività - risultati per Rohacell 51	30
Tabella 3.9	Confronto caratteristiche materiali dichiarate - ottenute dai test	31
Tabella 3.10	Caratteristiche di massa provini di seconda generazione	31
Tabella 3.11	Confronto frequenze misurate - numeriche per provini 2 <sup>a</sup> generazione	32
Tabella 4.1	Prime 3 frequenze modali - pala aeroelastica	36
Tabella 4.2	Variabili fisse nel ciclo di ottimizzazione per le strisce di carbonio	36
Tabella 4.3	Tolleranze fissate per l'ottimizzatore	38
Tabella 4.4	Parametri delle strisce di carbonio in ingresso all'ottimizzatore	38
Tabella 4.5	Aumenti percentuali della densità del Rohacell - Pala aeroelastica	39
Tabella 4.6	Ottimizzazione: spessore delle strisce di carbonio	40
Tabella 4.7	Ottimizzazione: risultati funzione di vincolo e di costo	40
Tabella 4.8	Errori sulla distribuzione di rigidezza a flappeggio e ritardo - Pala finale	45
Tabella 4.9	Output codice Geometria-pelli.m	47
Tabella 4.10	Output codice pelli.m	47
Tabella 4.11	Confronto frequenze numeriche - sperimentali per la pala aeroelastica	52
Tabella 4.12	Confronto massa pala numerica - sperimentale	52

Tabella 4.13	Confronto masse componenti pala numerica - 2 <sup>a</sup> pala sperimentale	53
Tabella 4.14	Confronto massa Pala numerica corretta - pale sperimentale	54
Tabella 4.15	Confronto frequenze numeriche corrette - sperimentali	54
Tabella 4.16	Confronto frequenze sperimentali da vibrometro e martelletto	54
Tabella 5.1	Posizione dei sensori a fibra ottica nel provino 1	56
Tabella 5.2	Valori di R-square per l'interpolazione delle misure effettuate sul provino 2	60
Tabella A.1	Risultati prova di trazione per provini in fibra di carbonio a 0°	66
Tabella A.2	Risultati prova di trazione per provini in fibra di carbonio a 45°	67
Tabella A.3	Risultati prova di trazione per provini in fibra di carbonio a 90°	68
Tabella A.4	Risultati prova di trazione per provini in Adesivo AF163-2	70

## PROGETTO WT<sup>2</sup>: PALE AEROELASTICHE

---

*In questo capitolo si richiama il progetto WT<sup>2</sup> di cui la tesi fa parte. Si espongono gli obiettivi e le motivazioni che stanno alla base del lavoro, nonché lo stato attuale dell'arte nel campo di modelli aeroelastici da galleria del vento.*

---

### 1.1 PROGETTO WT<sup>2</sup>

Il progetto (*the Wind Turbine in a Wind Tunnel*), di cui questa tesi fa parte, ha come obiettivo quello di realizzare un modello scalato aero-servo-elastico da galleria del vento di un aerogeneratore di taglia multi Megawatt. Tale modello potrà essere utilizzato come ausilio ai metodi di progettazione degli aerogeneratori, basati su successive iterazioni tra analisi numeriche e sperimentazioni sul campo con prototipi in scala 1:1. Questo approccio presenta essenzialmente due problematiche principali:

- incertezza sui risultati forniti dai codici di simulazione aeroelastici, specialmente nei caso di riproduzione di condizioni operative estreme definite dalle normative
- scarsità di dati sperimentali in tali condizioni, dovuta all'eccezionalità con cui queste si verificano

In galleria del vento si dispone di un ambiente controllato nel quale è possibile testare differenti condizioni di prova arbitrarie, in particolare quelle difficilmente verificabili sul campo; pertanto risulta essere il contesto ideale per l'analisi e la verifica dell'efficienza strutturale della macchina, anche in casi di carico estremo.

Il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale lavora da diverso tempo su questo progetto, sia sviluppando dei controllori atti a ridurre i carichi agenti sulla struttura e migliorare le prestazioni, sia cercando di riprodurre il più fedelmente possibile, con il modello scalato, quelle che sono le principali caratteristiche della macchina, in termini di aerodinamica e distribuzioni di massa e rigidità.

Realizzando più modelli, in futuro, si potranno studiare le condizioni di

## 1. PROGETTO $WT^2$ : PALE AEROELASTICHE

interferenza delle scie prodotte dagli aerogeneratori nei parchi eolici, ponendo così migliorare sia la disposizione reciproca delle macchine, sia le leggi di controllo, al fine di migliorare le prestazioni dell'impianto e quindi massimizzare l'energia prodotta.

Il progetto prevede una durata di circa 3 anni ed è sponsorizzato da Vestas, azienda leader mondiale nella produzione di energia eolica. Il modello aeroelastico da galleria è una riproduzione in scala della macchina V90 di Vestas, un aerogeneratore con potenza nominale di 3 MW, con un rotore tripala di 90 m di diametro.

### 1.2 OBIETTIVO

L'obiettivo principale di questo lavoro di tesi è quello di mettere a punto una tecnologia che permetta di ottimizzare numericamente il progetto di una pala aeroelastica in materiale composito e di realizzarla in dipartimento. Il lavoro si inserisce come proseguo del progetto sviluppato in 2 tesi precedenti: in [1] si è definita la scalatura aeroelastica dell'aerogeneratore mentre in [2] si sono progettati preliminarmente i vari componenti del modello. Entrando nello specifico che riguarda questa tesi, lo scopo fondamentale è quello di realizzare pale aeroelastiche con tecnologia composita che rispettino i valori di similitudine ricavati in [1] e brevemente riassunti nelle Tabelle 1.1 e 1.2, specialmente per quel che riguarda le distribuzioni di rigidezza e massa, cioè riuscendo ad avere le medesime frequenze e forme modali per le prime 3 autosoluzioni del sistema. Al

Quantità	Fattore di scala
Rapporto lunghezze	1/45
Rapporto tempi	1/22.84
Rapporto velocità	1/1.97
Rapporto potenza	1/15477
Rapporto velocità rotore	22.84
Rapporto coppia	1/353574
Rapporto Reynolds	1/88.64
Rapporto Froude	11.6
Rapporto Mach	1/1.97

Tabella 1.1.: Fattori di scala modello  $WT^2$

	$WT^2$	V90
Diametro rotore [m]	2	90
Lunghezza pala [m]	0.9778	44
Overhang rotore [m]	0.0751	3.38
Altezza hub [m]	1.78	79.94
Velocità rotore [rpm]	367	16
Potenza nominale [W]	193.8	$3 \cdot 10^6$
Coppia nominale [Nm]	5.06	$1790 \cdot 10^3$
Reynolds medio	$5 - 6 \cdot 10^4$	$4 - 5 \cdot 10^6$

Tabella 1.2.: Confronto  $WT^2$  - V90

momento di iniziare il lavoro di tesi, la forma della pala aeroelastica era già stata stabilita con una procedura descritta in [3] e visibile in Figura 1.3, che mostra il primo modello scalato dell'aerogeneratore creato in dipartimento. In Figura 1.1 si possono osservare gli andamenti della corda e del twist della pala in apertura, mentre in Figura 1.2 si visualizzano i 2 profili alari con cui la pala è costruita.



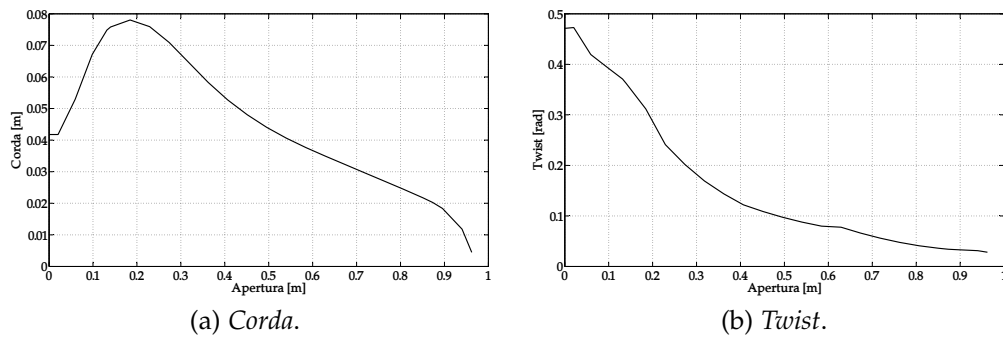


Figura 1.1.: Andamenti corda e twist delle pala aeroelastica

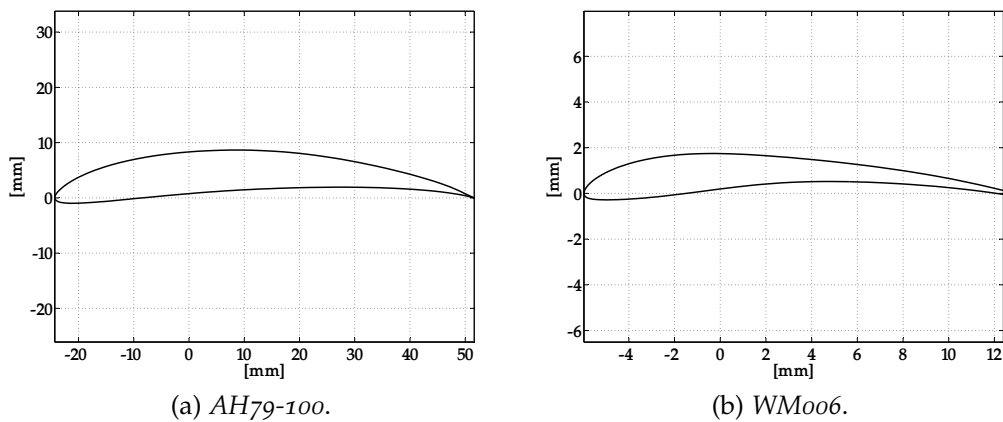


Figura 1.2.: Profili presenti nella pala aeroelastica

Il lavoro è stato quindi finalizzato a creare opportune routine numeriche da dare in input a un algoritmo di ottimizzazione elaborato in dipartimento sulla base di quanto descritto in [4]; contemporaneamente è stato svolto un lavoro sperimentale in laboratorio, atto ad individuare una tecnologia costruttiva che fosse il più efficiente possibile e ad acquisire informazioni precise sulle caratteristiche dei materiali utilizzati nella realizzazione. Per avere un'idea di quelle che sono le tecnologie di realizzazione di una pala in composito e decidere quale fosse la miglior strada da seguire, si sono studiate e valutate le diverse tecniche disponibili al giorno d'oggi.

## 1. PROGETTO $WT^2$ : PALE AEROELASTICHE



Figura 1.3.: Modello  $WT^2$

## 1.3 MODELLI AEROELASTICI PER GALLERIA DEL VENTO

Le tre fondamentali proprietà su cui si basano i modelli aeroelastici sono:

- la distribuzione di rigidità strutturale
- la distribuzione di massa
- la forma esterna a contatto con il flusso d'aria

Queste 3 caratteristiche devono essere riprodotte nel modello scalato e ciò risulta un problema di fondamentale importanza per tutti i progettisti. Un primo approccio potrebbe essere quello di produrre un'esatta replica della struttura dell'oggetto che si vuole provare in galleria; tale strada è di fatto irrealizzabile perchè, per poter rispettare le leggi di scalatura sulle distribuzioni di massa e rigidità, tutti i componenti che si intendono realizzare con gli stessi materiali e la stessa geometria reale, risultano avere dimensioni ridottissime e di estrema fragilità. Per ottenere componenti utilizzabili si deve quindi ricorrere all'utilizzo di materiali più leggeri. L'utilizzo di componenti più spessi, ovviamente, tende a ridurre l'accuratezza del modello sulla rigidità. Nel mondo aeronautico si ricorre all'utilizzo di strutture semplificate che con facilità possono essere dimensionate per riprodurre in maniera fedele la distribuzione di rigidità: tutta la rigidità strutturale viene demandata a un longherone interno di forma prestabilita, sul quale vengono montati tronconi di profili che riproducono in maniera corretta la forma esterna aerodinamica. Questa soluzione, di cui si mostra un esempio in Figura 1.4, risulta applicabile essenzialmente solo a velivoli ad ala fissa, in quanto nel caso di superfici portanti rotanti si avrebbero grossi problemi dal punto di vista aerodinamico. Nell'approccio a questo lavoro di tesi, in cui si ha a che fare con un rotore, si è quindi seguita la linea di progetto dei modelli aeroelastici da galleria presenti nel campo elicotteristico.

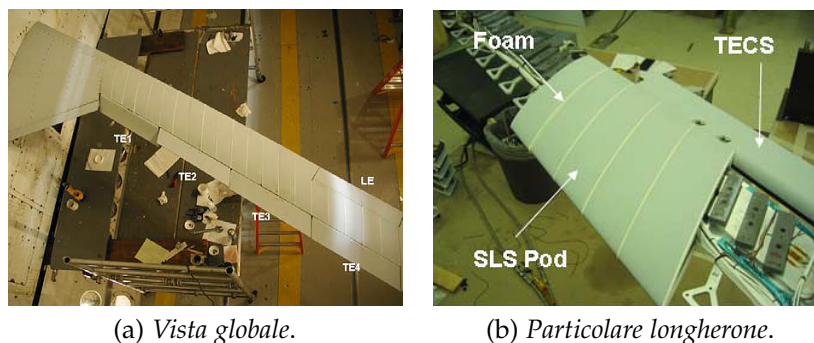


Figura 1.4.: Modello aeroelastico da galleria del vento per un velivolo ad ala fissa

## 1. PROGETTO $WT^2$ : PALE AEROELASTICHE

### 1.3.1 Pale eoliche a grandezza naturale

La maggior parte delle pale eoliche oggi in commercio per gli aerogeneratori di grandi dimensioni (con diametro del rotore oltre i 60m) presenta una struttura di stampo aeronautico: l'elemento fondamentale è il *Box-Spar*, che è costituito da 2 longheroni posti intorno al 15% e al 50% della corda del profili, collegati da 2 rinforzi (spar-caps) posti sul dorso e sul ventre del profilo. Tale componente è adibito alla sopportazione dei carichi ed è realizzato in materiale composito, ovvero fibra di vetro e/o fibra di carbonio. In Figura 1.5 si può osservare quanto appena descritto. Ogni tipologia di pala possiede spar-caps con differenti sequenze di laminazione in termini di materiali e orientazione delle fibre, ma la struttura di base della pala è la stessa.

Il profilo aerodinamico viene assicurato con degli skin esterni che possono essere o laminati di fibra di vetro, o pannelli sandwich di vario genere come mostrato in 1.6.

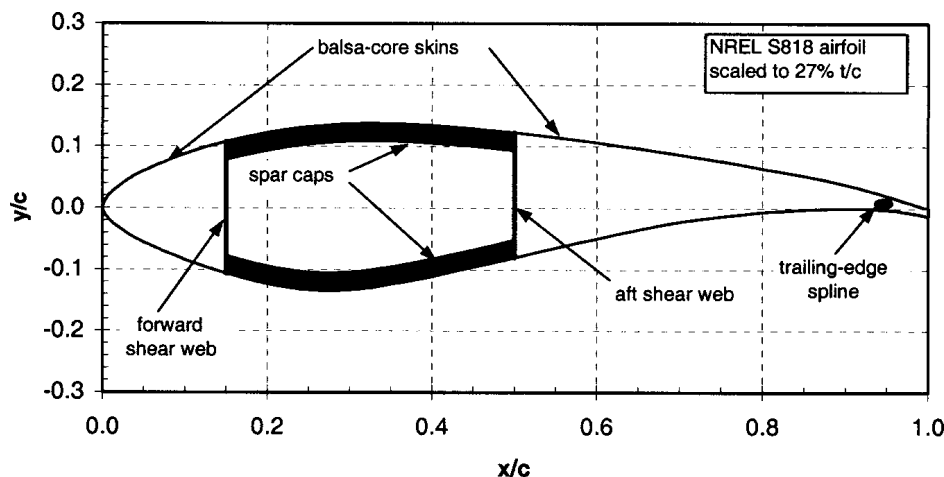


Figura 1.5.: Struttura di una tipica sezione di pala eolica

Un'altra possibilità di modello base viene utilizzato nelle pale di più piccole dimensioni: in questi casi, si evita di appesantire la struttura della pala con i longheroni; tutti i carichi sono sopportati, per gran parte, dagli spar-caps annegati negli skin di rivestimento. Si può osservare un esempio di questa soluzione costruttiva in Figura 1.7(a). E' interessante notare anche la particolare sequenza di laminazione degli spar-caps, visibile in Figura 1.7(b): si hanno 3 strati di fibra di vetro a  $+45^\circ$ , poi fibra di carbonio unidirezionale e ancora fibra di vetro, ma a  $-45^\circ$ .

Risulta evidente che, qualora si andasse ad utilizzare questa tecnica per la costruzione di pale aeroelastiche, si otterrebbero degli oggetti estrema-

### 1.3. Modelli aeroelastici per galleria del vento

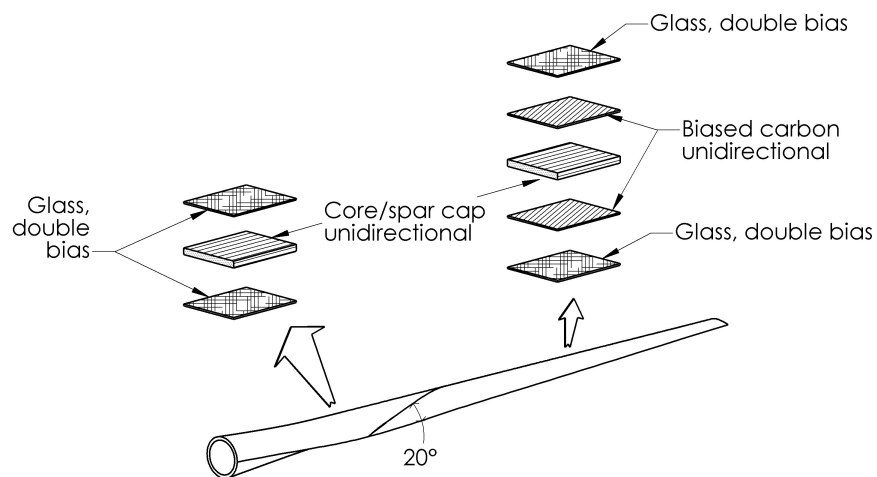


Figura 1.6.: Possibile configurazione degli skins esterni

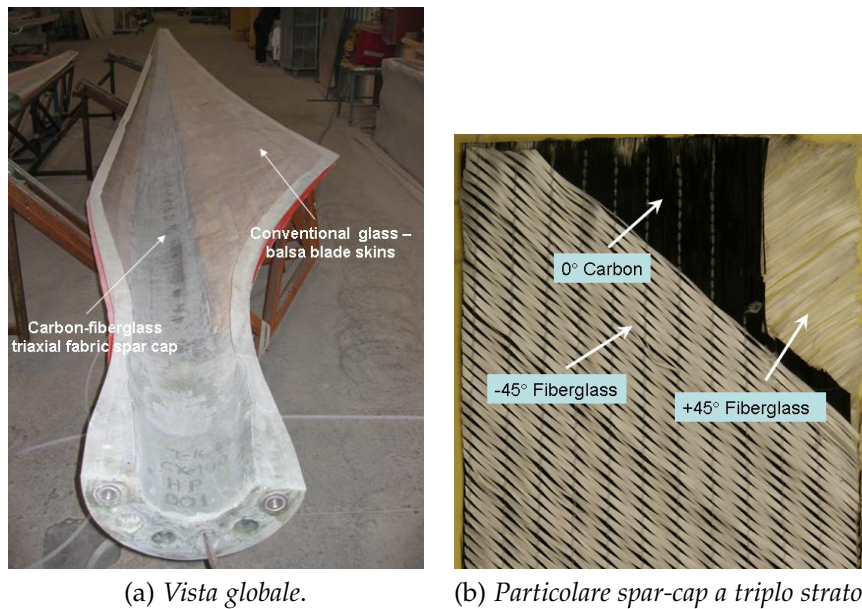


Figura 1.7.: Pala eolica di dimensioni ridotte

mente fragili, composti, soprattutto per gli skin, da un unico strato di tessuto di fibra di vetro che renderebbero le pale inutilizzabili. Per ovviare a questo problema si è pensato di replicare la tecnologia adottata negli ambienti elicotteristici per la costruzione di modelli aeroelastici da galleria del vento.

## 1. PROGETTO $WT^2$ : PALE AEROELASTICHE

### 1.3.2 *Tecniche costruttive per pale d'elicottero aeroelastiche per modelli da galleria del vento*

Non sono tutt'ora note prove sperimentali in galleria del vento di modelli aeroelastici di aerogeneratori eolici; ciò si traduce nel fatto che non esiste una tecnica sperimentata con successo nella costruzione di pale aeroelastiche che siano in grado di riprodurre tutte le caratteristiche desiderate in maniera corretta. Si è quindi ritenuto opportuno basare il lavoro seguendo le sperimentazioni su degli oggetti che assomigliano molto alle pale eoliche, ossia le pale di elicotteri. Nel campo elicotteristico sono molto diffuse le prove in galleria del vento con pale aeroelastiche. Una possibile configurazione di pala aeroelastica utilizzata per prove in galleria viene mostrata in [5]: come si può notare dalla Figura 1.8, in questo caso la sezione della pala è costituita da un riempitivo (Foam Core) in Rohacell, ricoperto da uno skin esterno in fibra di vetro; all'interno del profilo sono presenti due longheroncini in carbonio e una massa di bilanciamento sul bordo d'attacco, oltre a un dispositivo di attuazione che non è fondamentale per il caso eolico. Questa soluzione ricalca piuttosto bene la tecnica costruttiva di una pala eolica a grandezza naturale; inoltre, l'aggiunta DEL riempitivo garantisce una certa rigidezza alla sezione e una diminuzione della sua fragilità. Questo tipo di riempitivo si presta perfettamente alla tecnica composita, perchè permette un'ottima adesione sia alle fibre di vetro, sia alle fibre di carbonio, attraverso l'assorbimento della resina epossidica.

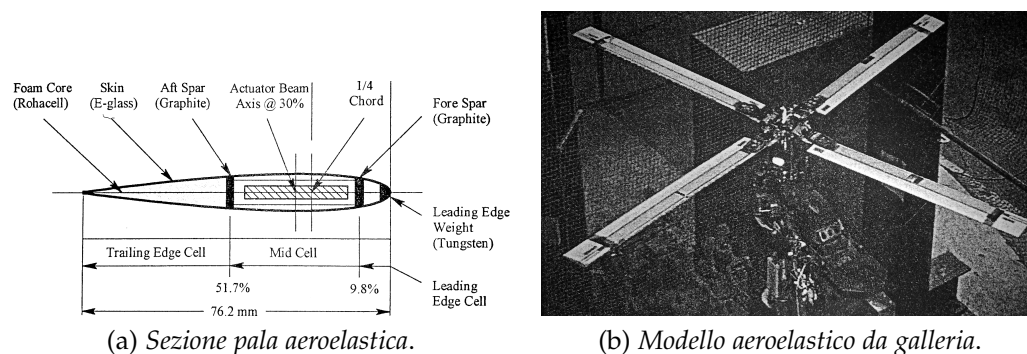


Figura 1.8.: Tipologia di soluzione costruttiva per pale aeroelastiche di elicottero da galleria

Questa tecnica di costruzione è abbastanza diffusa: in [6] i progettisti hanno replicato quella che è una pala elicotteristica a grandezza naturale, ovviamente aggiungendo il Foam come riempitivo per il longherone. Come si nota dalla Figura 1.9, la parte strutturale adibita alla sopportazione dei carichi è la D-spar, realizzata con fibra di carbonio unidirezionale pre-

### 1.3. Modelli aeroelastici per galleria del vento

impregnata, adagiata secondo un'opportuna sequenza di laminazione, che giace su un mandrino interno in Foam; gli skin esterni, realizzati in tessuto pre-impregnato di fibra di carbonio, poggiano anch'essi su uno riempitivo dello stesso tipo. Anche in questo caso hanno aggiunto massette di bilanciamento lungo l'apertura.

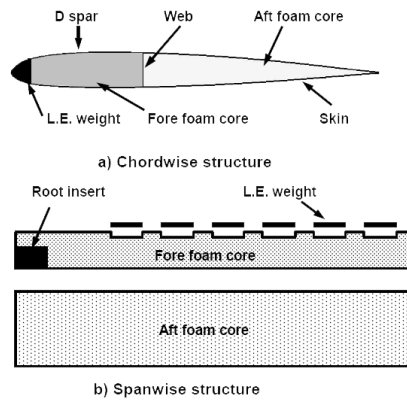


Figura 1.9.: Pala elicotteristica scalata

In [7] si descrive un'altra possibile tecnica di realizzazione che riduce di molto il peso; inoltre in questo caso, si sono inserite delle piastre piezoelettriche di controllo. Come si può osservare in Figura 1.10, la sezione è semplicemente costituita da un riempitivo in Rohacell, con all'interno una spar in fibra di vetro che garantisce la sopportazione dei carichi, mentre esternamente è ricoperto da fibra di vetro a  $0^\circ/90^\circ$ .

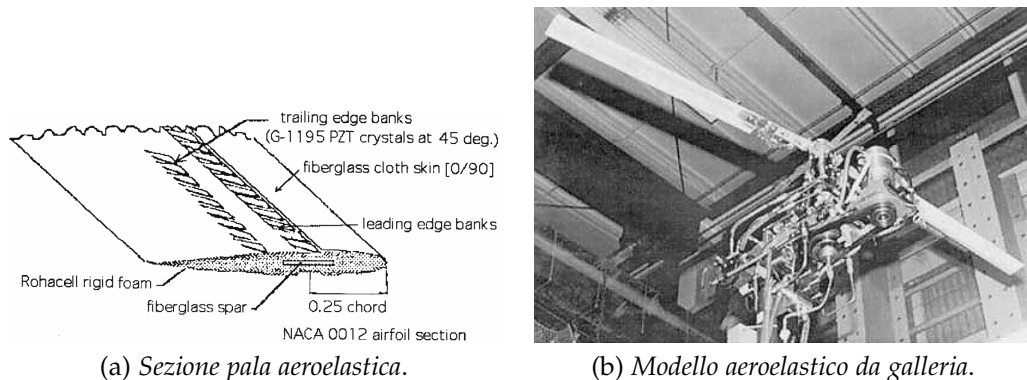


Figura 1.10.: Tipologia di soluzione costruttiva per pale aeroelastiche di elicottero da galleria del vento

## 1. PROGETTO WT<sup>2</sup>: PALE AEROELASTICHE

Come ultimo esempio si riporta una sezione di pala del rotore studiato in [8]. Dalla Figura 1.11 si nota come anche in questo caso si sia utilizzato un riempitivo interno in Rohacell, su cui laminare il longherone in carbonio e gli skin per rendere aerodinamica la superficie del profilo.

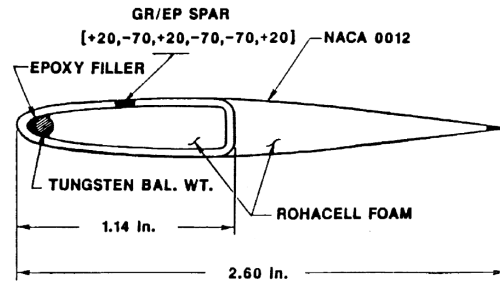


Figura 1.11.: Sezione pala elicoteristica scalata

### 1.3.3 Scelta della tecnologia di costruzione

Da questa breve carrellata di modelli aeroelastici da galleria del vento di rotori di elicottero, si è estratta una linea guida su cui lavorare per sviluppare il progetto delle pale aeroelastiche. Innanzi tutto dovranno necessariamente contenere un **riempitivo** che annulli la fragilità di una struttura che sarà per forza leggerissima; di conseguenza il profilo dovrà essere ricoperto da opportune **skin** che rendano liscia la superficie aerodinamica. Per quel che riguarda le rigidità flessionali e torsionali, si è pensato che esse possano essere garantite da opportuni **spar caps**, come quelli mostrati nella pala di Figura 1.7(a), ottenuti seguendo una precisa sequenza di laminazione ricavata tramite un processo di ottimizzazione numerica. La messa a punto di tale procedura viene descritta in dettaglio nel Capitolo seguente. In Figura 1.12 si può osservare quanto appena descritto.

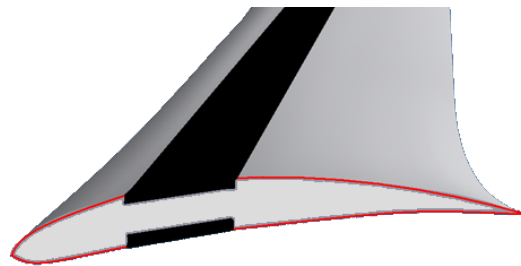


Figura 1.12.: Soluzione costruttiva scelta per la pala aeroelastica



## MODELLO NUMERICO

---

*In questo capitolo si descrivono i passi che hanno portato alla costruzione del modello numerico delle pale aeroelastiche in composito.*

---

**L**E pale del modello aeroelastico per la galleria del vento devono rispettare al meglio la similitudine aeroelastica. A tale scopo la loro progettazione e realizzazione viene effettuata con l'ausilio della tecnologia composita, che ben si presta a un'ottimizzazione numerica.

### 2.1 IMPOSTAZIONE E COSTRUZIONE DEL MODELLO NUMERICO

L'idea di base è quella di avere una struttura composita che utilizzi fibre di carbonio, che dia la possibilità di controllare le rigidità e la massa del manufatto. Per questo motivo la tecnologia di realizzazione messa a punto non può prescindere da un modello numerico di previsione delle caratteristiche che sia il più veritiero e corretto possibile.

La tecnologia che si vuole mettere a punto, come già accennato, prevede l'utilizzo di un riempitivo leggero e resistente alle alte temperature di reticolazione delle resine, che faccia da appoggio a opportune strisce di fibre di carbonio che diano la rigidità voluta; tale riempitivo, essendo di tipo foam, necessita di essere ricoperto esternamente con un materiale che lo renda liscio, come ad esempio del laminato in fibra di vetro, o un film di resina.

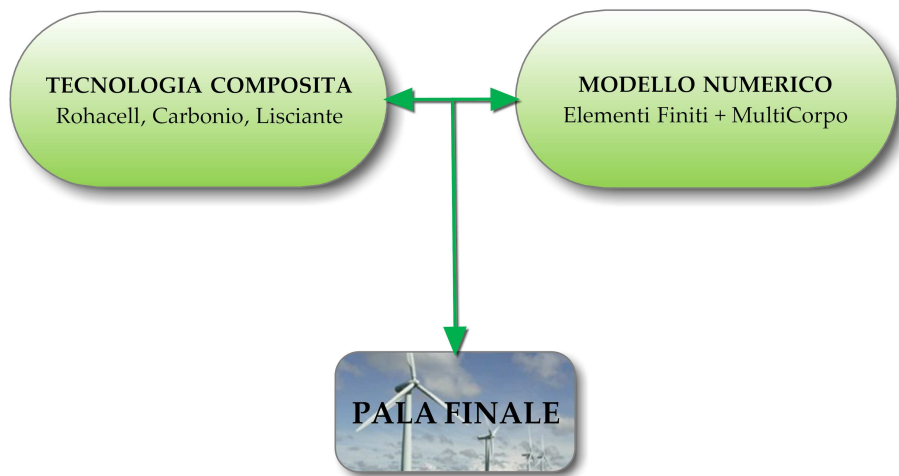


Figura 2.1.: I 3 materiali del profilo tipico: Rohacell - Carbonio - Film

Il modello numerico è basato sull'utilizzo simultaneo di 2 software presenti all'interno del dipartimento: ANBA (ANisotropic Beam Analysis) e CpLAMBDA (Code for Performance, Loads, Aeroelasticity by Multi-Body Dynamic Analysis). Il primo è un programma ad elementi finiti che si basa sul modello di trave descritto in [9], in grado di calcolare le caratteristiche inerziali e di rigidità di una qualsiasi sezione di trave composta

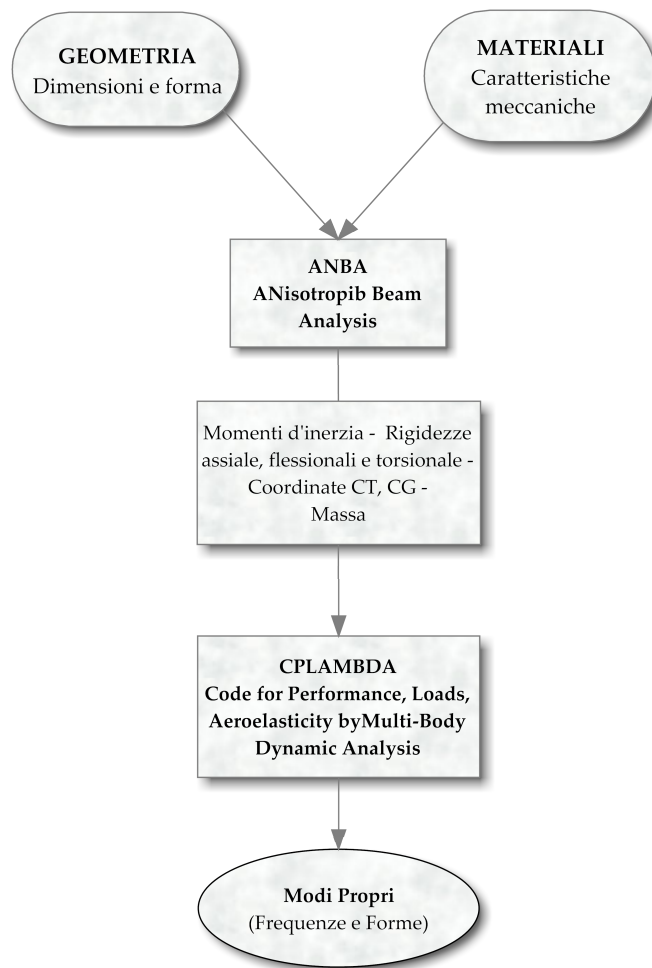
## 2. MODELLO NUMERICO

da diversi materiali. Il secondo è un programma multicorpo che costruisce virtualmente la pala come una serie di travi, cui sono associate le caratteristiche ricavate da Anba, per poi effettuare un'analisi agli autovalori e ricavare così i modi della struttura. Questo progetto possiede l'enorme vantaggio di poter essere inserito in un ciclo di ottimizzazione che porti all'individuazione di una geometria finale, in termini di dimensioni delle pelli e posizione di esse, tale da garantire le frequenze desiderate. Tutto ciò viene riassunto visivamente nel seguente schema:



Entrando nel dettaglio del progetto numerico, d'apprima, si utilizza il software a Elementi Finiti (ANBA) per calcolare le caratteristiche di rigidità e inerzia di una qualsiasi sezione di trave; successivamente, tali informazioni vengono passate al software Multi Corpo (CPLAMBDA) che provvede a creare il modello virtuale a travi dell'oggetto. Tutto il procedimento viene riassunto nello schema seguente:

## 2.1. Impostazione e costruzione del modello numerico



### 2.1.1 Modello ANBA FE

Il software ANBA come già accennato, calcola le caratteristiche di una qualsiasi sezione di trave costituita da diversi materiali; per far ciò si basa su una opportuna discretizzazione ad Elementi Finiti della geometria, per poi applicare la teoria del modello di trave generico. Il programma permette l'utilizzo di diverse tipologie di elemento al fine di garantire la corretta discretizzazione dei sottocomponenti, compatibilmente con il loro contributo alla sottoportazione degli sforzi e alla loro geometria. Per questi motivi, per la sezione del provino, o della pala finale, si sono usati

## 2. MODELLO NUMERICO

2 elementi diversi:

- elementi PIANI
- elementi PANNELLI

### ⇒ Elementi PIANI

Gli elementi Piani sono stati pensati per modellare quei componenti che lavorano a stato di sforzo tridimensionale generico; sono quindi perfetti per la modellazione DEL riempitivo in Rohacell. Si è scelto l'elemento costituito da:

- 4 nodi
- 3 punti d'integrazione lungo l'asse x
- 3 punti d'integrazione lungo l'asse y

L'elemento necessita di una definizione di una card proprietà, cui è associata a sua volta una card materiale in cui sono elencati tutti i moduli di elasticità/poisson ( $E_{11}, E_{22}, E_{33}, \nu_{13}, \nu_{23}, \nu_{12}, G_{12}, G_{13}, G_{23}$ ). Per quel che riguarda la proprietà, viene definita associandole il materiale di riferimento e l'orientazione dell'eventuale ortotropia. Per le caratteristiche del Rohacell fare riferimento al Paragrafo A.3.

### ⇒ Elementi PANNELLI

La formulazione degli elementi Pannelli consente di modellare quei componenti che lavorano a stato piano di sforzo quindi, nel modello del provino, sono stati associati agli inserti di carbonio e il film lisciante esterno. Si è scelto di definire l'elemento tramite:

- 2 nodi
- 2 punti di integrazione

L'elemento necessita di una definizione di una card proprietà, cui è associata a sua volta una card materiale in cui sono elencati tutti i moduli di elasticità/poisson ( $E_{11}, E_{22}, \nu_{12}, \nu_{21}, G_{12}$ ). Per quel che riguarda la proprietà, viene definita associandole il materiale di riferimento, lo spessore dell'elemento e l'orientazione delle fibre. Nel caso che il pannello sia costituito da 2 materiali sovrapposti, si sono inseriti entrambi nella definizione della proprietà nell'ordine corretto. Per le caratteristiche dei due materiali associati agli elementi Pannelli, ovvero fibra di carbonio UD e film esterno, fare riferimento al Paragrafo A.1 e A.2.

La costruzione del file input per Anba viene effettuata con una routine Matlab creata appositamente, in maniera tale da rendere tutto il processo

## 2.1. Impostazione e costruzione del modello numerico

di costruzione automatico. Tramite un menù iniziale, mostrato in Figura 2.2, si possono impostare:

- spessore e ampiezza delle pelli di UD
- materiale riempitivo

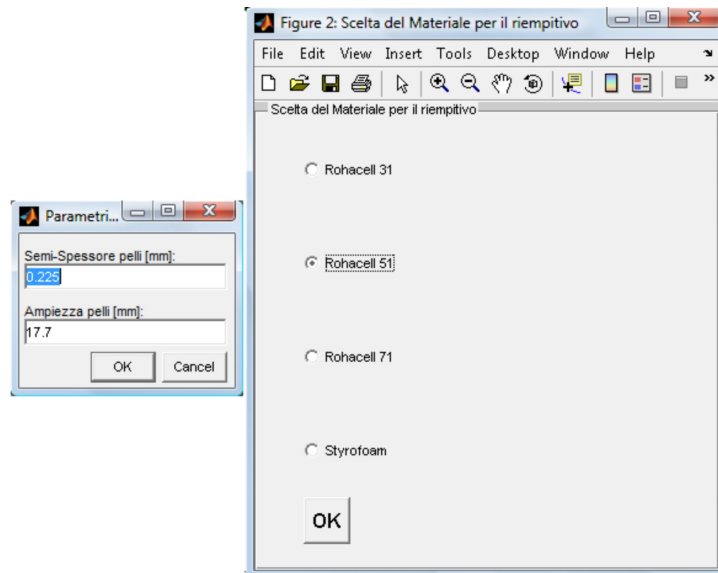


Figura 2.2.: Menù input - Routine Matlab per la generazione del file Anba

Successivamente viene caricata la geometria del profilo dalla quale si genera la linea media del contorno per associare gli elementi di tipo pannello. La linea media viene definita riscaldando la superficie esterna di una quantità pari a metà dello spessore del lisciante e , nella zona interessata, dello spessore delle pelli di carbonio. Nella Figura 2.3 è evidenziata in blu la linea media sulla quale è stata effettuata la definizione degli elementi pannello.

## 2. MODELLO NUMERICO

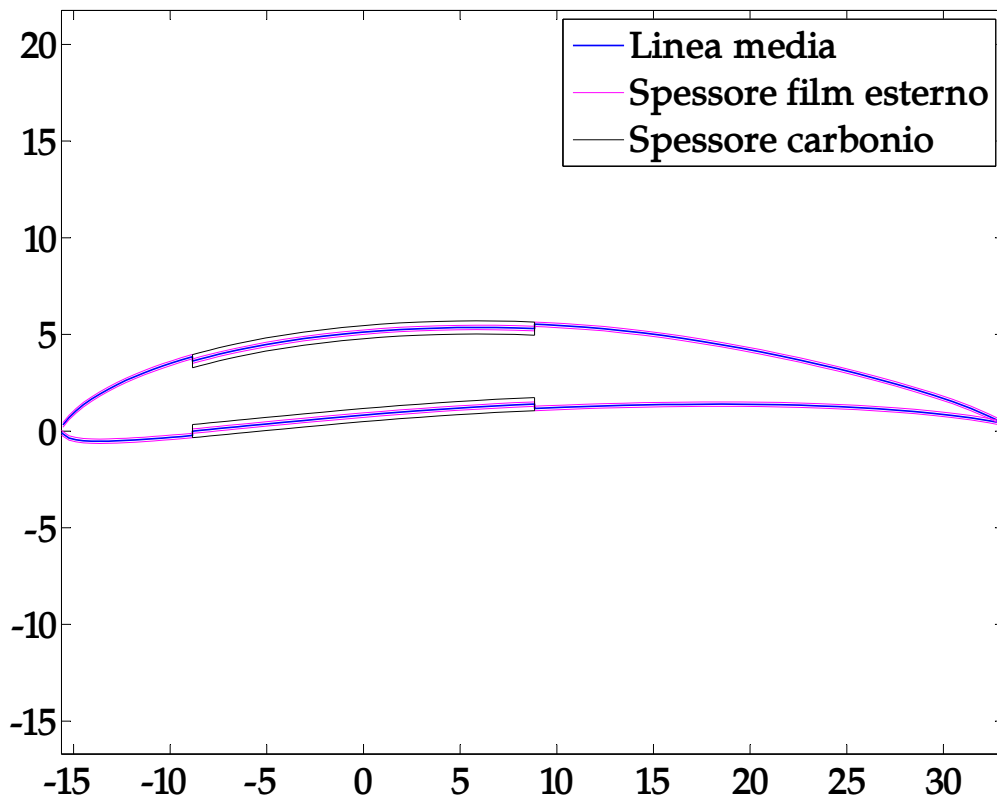


Figura 2.3.: Linea di definizione degli elementi pannello e spessore relativo

Attraverso una funzione creata appositamente (`quadmeshing.m`) si vanno poi a generare gli elementi di tipo piano per IL riempitivo; ciò si è reso necessario in quanto il codice Anba non supporta gli elementi triangolari, ma i soli quadrangoli. La funzione procede suddividendo la sezione in 3 tratti, come mostrato in Figura 2.4(a); ogni tratto viene diviso nel numero di elementi impostati dall'operatore sul contorno, a partire dai quali si crea la mesh visibile in Figura 2.4(b); al fine di verificare la bontà della funzione, si è discretizzata una sezione tipo con solo Rohacell, prima con `quadmeshing.m`, poi con Femap; nel farlo si è cercata di effettuare una grigliatura con lo stesso numero di elementi. I risultati sono riassunti nella Tabella 2.1, mentre le mesh utilizzate sono mostrate in Figura 2.5.

## 2.1. Impostazione e costruzione del modello numerico

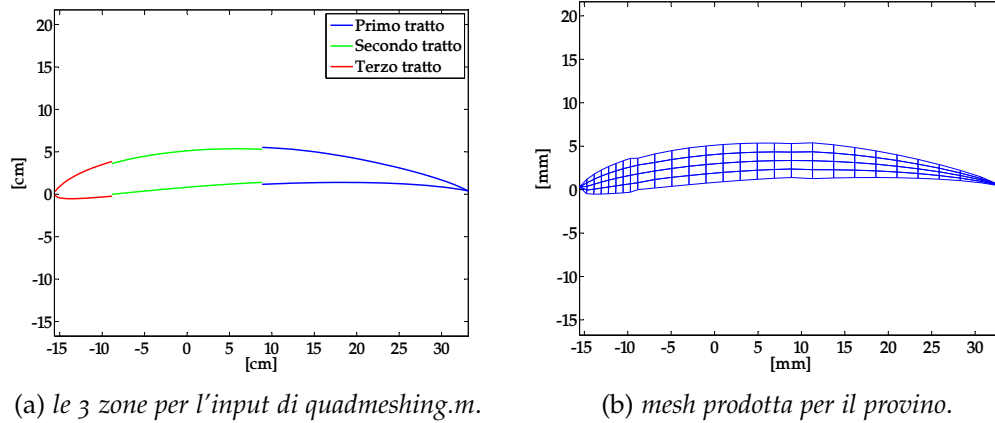


Figura 2.4.: quadmeshing.m

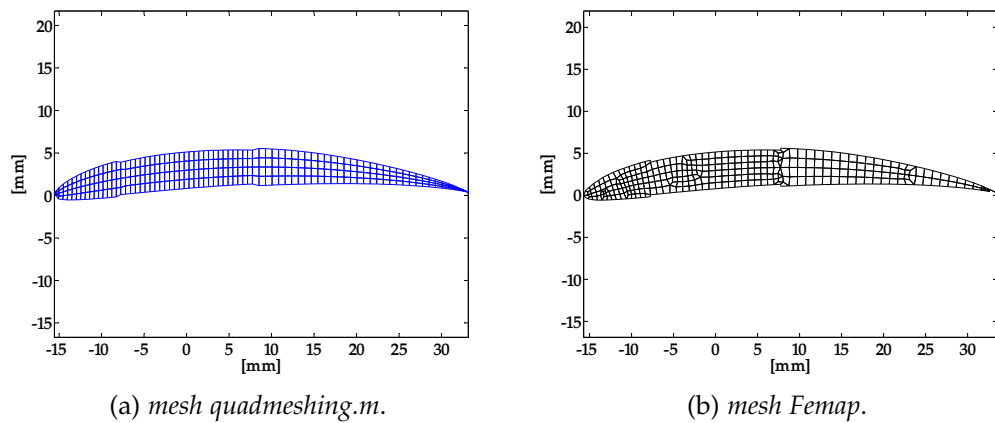


Figura 2.5.: Mesh di verifica per quadmeshing.m

Tabella 2.1.: Confronto risultati anba: quadmeshing VS Femap

	quadmeshing	Femap	$\Delta$ %
n° elementi	304	306	-
Massa sezione $[\frac{kg}{m}]$	.01022	.01053	3
$EJ_x [\frac{kg \cdot m^3}{s^2}]$	.01454	.01522	4.5
$EJ_y [\frac{kg \cdot m^3}{s^2}]$	1.133	1.241	8.7
$GJ [\frac{kg \cdot m^3}{s^2}]$	8565	8994	4.8

## 2. MODELLO NUMERICO

Il codice va poi a definire tutti i materiali da associare ai singoli elementi e, una volta costruito il file input, la routine provvede direttamente al lancio del file Anbaf.exe il quale effettua i calcoli cui si è accennato in precedenza. Di seguito si riporta un esempio di parte del file output di Anba, per il caso di provino semplice di cui si parlerà in seguito.

```

CARATTERISTICHE DI RIGIDEZZA
*****
*   ASSI PRINCIPALI FLESSIONE   *
*
*           X           Y
*
COORDINATE DEGLI SFORZI NORMALI      .2429E-03      .2831E-02
ROTAZIONE ASSI PRINCIPALI (GRADI)    .4056E+01
RIGIDEZZE FLESSIONALI                .1081E+02      .7741E+02
RIGIDEZZA ASSIALE                    .2272E+07
COORDINATE CENTRO DI TAGLIO          .2264E-03      .3275E-02
RIGIDEZZA TORSIONALE                 .8220E+00

CARATTERISTICHE DI MASSA
*****
MASSA DELLA SEZIONE                  .6698E-01
COORDINATE DEL BARICENTRO             .4605E-02      .2604E-02
ROTAZIONE ASSI PRINCIPALI            .5261E+00
MOMENTI PRINCIPALI DI INERZIA        .2679E-06      .9211E-05
MOMENTO POLARE                       .9479E-05

```

Questi e altri dati di uscita vengono passati al software MultiCorpo che genera il modello 3Dvirtuale del provino.

### 2.1.2 Modello CpLambda MultiBody

CpLambda è un software multicorpo presente in dipartimento utilizzato in questa fase per creare il modello virtuale del provino, su cui poi effettuare le analisi agli autovalori per estrarre i modi propri della struttura, cioè il vero obiettivo del lavoro.

Anche in questo caso, al fine di ottimizzare i tempi, si è creata una routine specifica in ambiente Matlab che permettesse la generazione automatica del file input per CpLambda.

Si è creato un modello costituito da *Beam* intervallate l'un l'altra da *RigidBodies*: ciò è stato fatto per garantire la possibilità di aggiungere eventuali massettine di bilanciamento ai *RigidBodies*. Ogni *Beam* è stata discretizzata con l'uso di 2 elementi di 3° ordine. In questa fase la routine Matlab provvede, in maniera automatica, all'inserimento di tutti i dati della sezione calcolati con Anba, come mostrato nel seguente spezzone di codice:



## 2.1. Impostazione e costruzione del modello numerico

```
BeamProperties :
BeamProperty :
  Name : Provino_properties ;
  NumberOfTerms : 1 ;
  EtaValue : 0.00000e+000 ; ;
  AxialStiffness : 2.402003e+006;
  BendingStiffnesses : 1.140466e+001 , 8.090545e+001 , 0 ;
  TorsionalStiffness : 9.724602e-001 ;
  ShearingStiffnesses : 1.858947e+005 , 3.486568e+003 , 4.232330e+002 ;
  MassPerUnitSpan : 6.825114e-002 ;
  MomentsOfInertia : 9.505963e-006 , 2.719370e-007, 9.234026e-006 ;
  CenterOfMass : 4.550000e-003 ,2.612000e-003 ;
  ShearCenter : 3.185000e-004 , 3.182000e-003 ;
  Centroid : 2.320000e-004 , 2.831000e-003 ;
  DampingCoefficient : 0.001 ;
```

Una volta costruita la geometria, la routine provvede a impostare i parametri per il corretto funzionamento della simulazione. Come prima cosa si vanno a fissare le condizioni al contorno: sia che si vogliano calcolare modi liberi, sia che si vogliano calcolare modi vincolati, uno dei due Rigid-Bodies di estremità va incastrato a terra. Ciò si rende necessario perché CpLambda non è in grado di calcolare i modi di una struttura libera nello spazio. Naturalmente, avendo previsto di effettuare prove di analisi modale in configurazione Free-Free, è possibile aggiungere 3 molle traslazionali e 3 molle rotazionali con rigidzze estremamente basse in modo da rendere il più labile possibile il modello MB. Nella Tabella 2.2 sono riportate le rigidzze assegnate alle molle del modello numerico. Una volta impostati tutti i parametri, la routine Matlab provvede alla costruzione del file input per CpLambda e lancia la simulazione. In Tabella 2.3 si riporta l'elenco dei primi 15 modi, tutti complessi coniugati a parte reale praticamente nulla, in quanto non si è inserito smorzamento nel modello. Si nota come i primi 6 modi siano tutti a bassa frequenza, infatti riproduco i 6 modi rigidi della struttura libera nello spazio.

Tabella 2.2.: Rigidzze assegnate alle molle nel modello numerico

Molla traslazionale x [N/m]	0.8
Molla traslazionale y [N/m]	0.8
Molla traslazionale z [N/m]	0.8
Molla rotazionale x [Nm]	0.01
Molla rotazionale y [Nm]	0.05
Molla rotazionale z [Nm]	0.01

La parte immaginaria, essendo espressa in radianti, deve essere divisa per  $2\pi$  in maniera tale da ottenere l'effettivo valore di frequenza in Hz.

Tabella 2.3.: Autovalori calcolati da CpLambda

Eigenvalue [ 1] =	$2.72660 \cdot 10^{-15} + i \cdot 2.16285 \cdot 10^0$
Eigenvalue [ 3] =	$-7.81399 \cdot 10^{-15} + i \cdot 2.16614 \cdot 10^0$
Eigenvalue [ 5] =	$-7.57363 \cdot 10^{-15} + i \cdot 4.87111 \cdot 10^0$
Eigenvalue [ 7] =	$-2.93126 \cdot 10^{-9} + i \cdot 1.05438 \cdot 10^1$
Eigenvalue [ 9] =	$-4.11496 \cdot 10^{-9} + i \cdot 1.06045 \cdot 10^1$
Eigenvalue [11] =	$-2.07015 \cdot 10^{-8} + i \cdot 8.81287 \cdot 10^1$
Eigenvalue [13] =	$2.67678 \cdot 10^{-4} + i \cdot 1.79011 \cdot 10^3$
Eigenvalue [15] =	$4.00542 \cdot 10^{-6} + i \cdot 2.39770 \cdot 10^3$
Eigenvalue [17] =	$-2.33465 \cdot 10^{-4} + i \cdot 3.98302 \cdot 10^3$
Eigenvalue [19] =	$-1.51789 \cdot 10^{-4} + i \cdot 4.50447 \cdot 10^3$
Eigenvalue [21] =	$1.19658 \cdot 10^{-4} + i \cdot 4.83590 \cdot 10^3$
Eigenvalue [23] =	$9.21923 \cdot 10^{-5} + i \cdot 5.36502 \cdot 10^3$
Eigenvalue [25] =	$7.22137 \cdot 10^{-5} + i \cdot 8.04302 \cdot 10^3$
Eigenvalue [27] =	$2.01066 \cdot 10^{-5} + i \cdot 8.07636 \cdot 10^3$
Eigenvalue [29] =	$-1.08017 \cdot 10^{-4} + i \cdot 9.06017 \cdot 10^3$

Tramite un'apposita interfaccia è possibile visualizzare tutti i modi verificando così le forme modali.

In Figura 2.6 si mostrano i primi 2 modi deformabili ottenuti numericamente per una geometria molto semplice non rastremata e non svergolata. Come si vedrà in seguito, si sono effettuati parecchi tentativi per investigare quale fosse la migliore tecnica realizzativa dei manufatti. Una volta individuata, l'aggiornamento del modello numerico è stato fatto andando semplicemente a modificare le proprietà meccaniche dei materiali di utilizzo.



(a) 1° modo flessionale.



(b) 1° modo torsionale.

Figura 2.6.: Primi modi numerici calcolati

## APPLICABILITÀ DELLA SOLUZIONE TECNICA

---

*In questo capitolo si analizza dal punto di vista sperimentale l'effettiva realizzabilità dei manufatti e l'applicabilità dei modelli numerici creati.*

---

LA tecnica che si vuole utilizzare per la costruzione delle pale aeroelastiche necessita una serie di verifiche di realizzabilità; in particolare si vuole investigare la difficoltà di laminazione e le diverse possibilità che si hanno nella scelta dei materiali da utilizzare.

### 3.1 PROVINO DI MESSA A PUNTO

A questo punto del lavoro è indispensabile prendere confidenza con la tecnica di laminazione e con i materiali che si hanno a disposizione. Per far ciò, sarebbe impensabile realizzare subito dei primi prototipi di pala, perchè ciò comporterebbe un grande dispendio di materiali e di tempo, senza avere una minima certezza che il modello numerico descritto in 2 sia un valido strumento di progettazione. Per questi motivi, si è impostato il lavoro a partire da una geometria di semplice realizzazione: un provino a sezione costante, senza svergolamento e rastremazione, visibile in Tabella 3.1 e mostrato nelle Figure 3.1.

Tabella 3.1.: Caratteristiche geometriche provino di messa a punto

Sezione	Profilo alare Ah79-100
Corda [mm]	50
Lunghezza [mm]	400

### 3. APPLICABILITÀ DELLA SOLUZIONE TECNICA

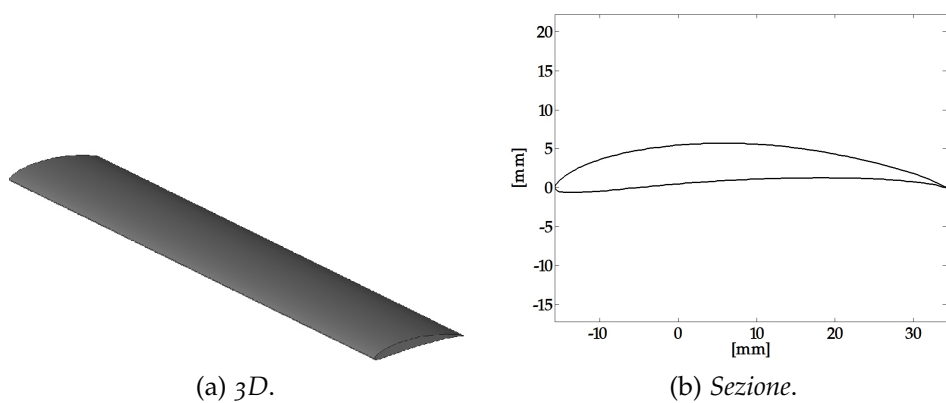


Figura 3.1.: Geometria provino di messa a punto

Per la realizzazione dei provini ci si è appoggiati ad uno stampo fresato che permettesse molte laminazioni del pezzo, mostrato in Figura 3.2.



Figura 3.2.: Stampo utilizzato per la laminazione dei provini

### 3.2 SCELTA DEI MATERIALI

Come già anticipato nel Paragrafo 1.3.3, per realizzare la pala si devono adottare delle tecniche derivanti dal settore elicotteristico: in questo senso, si è optato per degli **spar caps in carbonio**, perchè tale materiale è reperibile abbastanza facilmente e conferisce ottime qualità di rigidità al pezzo. Per la caratterizzazione di tale materiale si faccia riferimento all'Appendice A.1.

La conseguenza di questa scelta ha portato ad adottare un **riempitivo in Rohacell**, unico foam in grado di sopportare le alte temperature di un normale ciclo di polimerizzazione senza perdere le proprie caratteristiche. Tra le varianti disponibili sul mercato, visibili in Tabella 3.2, si è scelti il Rohacell 51, essendo una via di mezzo tra bassa densità e dimensioni delle celle non troppo elevate.

Per la scelta del materiale da utilizzare come skin, ovvero come lisciate superficiale, si sono effettuati varie laminazioni del pezzo.

Tabella 3.2.: Caratteristiche principali Rohacell® foam

Proprietà	Rohacell® 31	Rohacell® 51	Rohacell® 71
Densità [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]	32	52	75
Modulo E [MPa]	36	70	92
Modulo G [MPa]	13	19	29
Temperatura di distorsione [ $^{\circ}\text{C}$ ]	180	180	180

#### 3.2.1 Scelta del lisciate esterno

Per la costruzione dei provini di test del materiale di skin, si è tagliato il Rohacell con la macchina a filo caldo presente in dipartimento, con dimensioni trasversali maggiori di quelle effettive dello stampo; in questa maniera la compressione effettuata in fase di chiusura dello stampo, va a migliorare l'adesione degli strati e la penetrazione della resina.

Sempre in questa fase si sono utilizzate 4 striscie di larghezza costante di fibra di carbonio UD per il dorso e 4 per il ventre, pari a 17.7 mm.

#### ⇒ Tessuto bilanciato di FIBRA DI VETRO preimpregnato

Il primo provino realizzato utilizzava come lisciate esterno uno strato di tessuto bilanciato preimpregnato in fibra di vetro dello spessore di 0.04 mm. Tale soluzione permette il contenimento del peso aggiunto e, inoltre, la rugosità superficiale che ne deriva risulta dipendere dalla finitura dello stampo. In Figura 3.3(a) si mostra il provino realizzato.

Purtroppo questa soluzione si è dimostrata inefficiente; in alcuni punti la

### 3. APPLICABILITÀ DELLA SOLUZIONE TECNICA

fibra non ha aderito perfettamente e si sono formate delle zone in cui tra il tessuto e il rohacell è rimasta dell'aria. Ciò è probabilmente dovuto allo spessore estremamente ridotto del tessuto e, di conseguenza, alla minima quantità di resina che è presente su di esso, che non è riuscita a penetrare a sufficienza nel Rohacell sottostante, evitando così la completa adesione al pezzo.

#### ⇒ **Adesivo in Teflon**

Il secondo provino realizzato utilizzava del teflon adesivo come lisciante esterno; questo veniva applicato manualmente dopo che il pezzo aveva polimerizzato in forno. I risultati superficiali ottenuti sono buoni, a fronte però di un elevato costo del materiale e, soprattutto, di un inspessimento del profilo. Il teflon adesivo apporta, oltre a un notevole peso aggiunto, uno spessore di qualche decimo di mm causando l'alterazione delle dimensioni nominali del pezzo. Un suo eventuale inserimento in fase di laminazione non è possibile perchè la presenza del collante, a diretto contatto con la resina presente nel carbonio, degraderebbe la reticolazione della resina. In Figura 3.3(b) si mostra comunque il risultato ottenuto con questa tecnica.

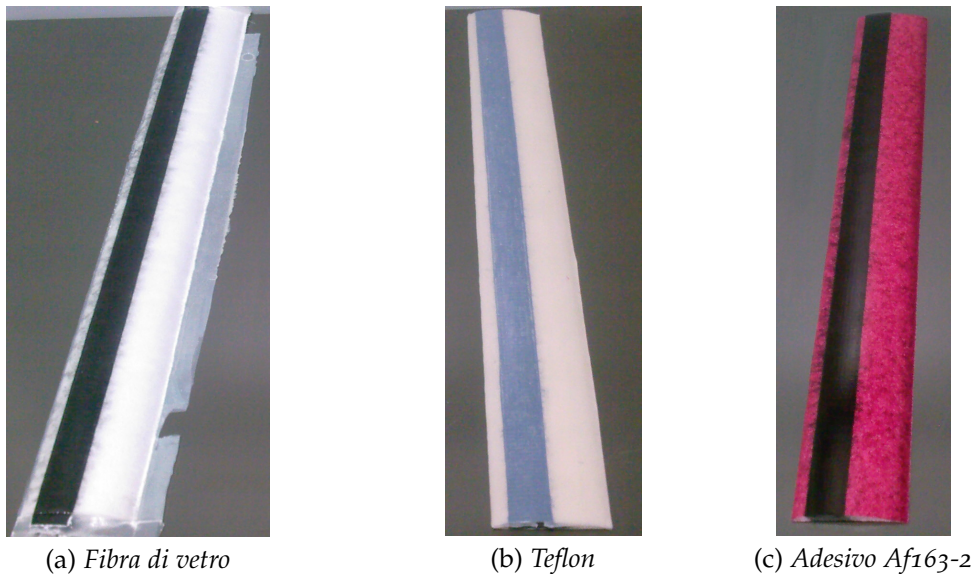


Figura 3.3.: Provini realizzati con diversi tipi di lisciante esterno

#### ⇒ **Scotch Weld<sup>TM</sup> Structural Adhesive Film AF 163-2**

Il terzo provino che si è realizzato utilizza un film di resina epossidica, normalmente impiegato come adesivo strutturale presente all'interno del dipartimento. La sua temperatura di reticolazione è pari a quella dell'UD in carbonio e, cosa molto importante, non va a alterare le dimensioni fi-

nali del pezzo, essendo inserita in fase di laminazione. La superficie che si ottiene risulta essere estremamente liscia, pari al livello di rugosità dello stampo; inoltre questa soluzione va a chiudere il profilo, apportando un notevole aumento di rigidità torsionale. Il film di resina aderisce perfettamente al Rohacell, penetrando per qualche decimo di mm in profondità, come mostrato nella Figura 3.3(c).

Questa soluzione è risultata essere quindi la migliore, sia dal punto di vista del risultato finale sia dal punto di vista realizzativo perchè effettuata in fase di laminazione e non a posteriori.

In Tabella 3.3, si riassumono le caratteristiche meccaniche dichiarate nei cataloghi [10] e [11], per il foam riempitivo e per gli skin.

Tabella 3.3.: Caratteristiche materiali dichiarate dai produttori

	Rohacell51 1	Adesivo AF163-2
$E$ [MPa]	70	1110
$\nu$ []	0.33	0.34
$G$ [MPa]	19	414

### 3.2.2 Dimensionamento del riempitivo

Si è già accennato al fatto che lo riempitivo debba essere sovradimensionato per garantire una buona adesione. Il Rohacell, in queste fasi del lavoro, è stato tagliato e sagomato con la macchina a filo caldo presente in dipartimento; questa procedura ha permesso di avere una preforma di rohacell già buona, per evitare di imporre grosse deformazioni durante l'operazione di chiusura dello stampo. Le sue dimensioni sono state maggiorate rispetto al volume effettivamente a disposizione nello stampo; con questo stratagemma, durante la chiusura, la pressione provvede a migliorare l'assorbimento della resina da parte del rohacell. Prima di essere impiegato per la laminazione, il Rohacell è stato pesato per valutarne la densità equivalente da inserire nel modello descritto al paragrafo A.3 e ricavare così le proprietà meccaniche.



Figura 3.4.: Rohacell sagomato con la macchina a filo caldo

### 3. APPLICABILITÀ DELLA SOLUZIONE TECNICA

#### 3.2.3 Laminazione

Tutte le operazioni per la realizzazione del pezzo sono state effettuate in Clean Room, in modo tale da non contaminare il provino. Una volta preparato lo stampo, la reticolazione della resina è stata effettuata in forno, controllando la temperatura del pezzo con una termocoppia. Anche in questo caso si sono fatti vari tentativi sulla migliore tecnica di formatura; inserendo lo stampo in un sacco da vuoto e mettendolo in autoclave si è osservata la formazione di parecchie bolle d'aria sulla superficie esterna del pezzo, probabilmente perchè indotte dall'aspirazione dell'aria durante la preparazione del sacco. Per questi motivi, tutti i pezzi successivi sono stati realizzati semplicemente con lo stampo, senza sacco da vuoto.

Una volta tagliate le strisce di carbonio, si deve procedere al loro corretto posizionamento come da progetto; per eseguire quest'operazione si sono applicate delle dime di carta appositamente dimensionate sulla superficie dello stampo, in maniera che facessero da guide per l'incollaggio delle strisce 3.5. Conclusa questa fase, si posiziona nello stampo il rohacell, già ricoperto dal film esterno di resina e si chiude lo stampo serrando le 14 viti poste sul perimetro; in questo modo la pressione comprime il rohacell garantendo la buona adesione delle strisce di carbonio. Il tutto viene messo in forno per il corretto ciclo di polimerizzazione, ovvero 1h dal momento che lo stampo raggiunge i 130°.



Figura 3.5.: Fase di laminazione: posa delle strisce di carbonio sullo stampo



## 3.3 CORRELAZIONE NUMERICO - SPERIMENTALE

Il modello numerico di riferimento, costruito con la tecnica esposta nel Capitolo 2, è un modello multicorpo costituito da 10 *Beam* aventi le stesse proprietà di rigidità e di inerzia; tra di esse sono stati aggiunti 11 *Rigid-bodies* che permettono l'eventuale aggiunta di masse di bilanciamento concentrate.

3.3.1 *Provino zavorrato*

Durante la messa a punto della tecnologia si sono realizzati diversi provini. Il primo costruito con la finalità di essere sottoposto ad analisi modale, possiede al suo interno 9 massettine di piombo. Ciò è stato fatto per verificare la fattibilità del posizionamento di eventuali massette di bilanciamento anche sulla pala finale e per migliorare i risultati della prova sperimentale modale, dato che una massa esigua rende difficile la trasmissione di un buon segnale impulsivo di eccitazione. I dati in termini di massa sono riportati in Tabella 3.4, mentre in Figura 3.6 viene mostrato un particolare della fase di laminazione, in cui si notano gli alloggiamenti per il posizionamento delle massette.

Massa Rohacell [kg]	$6.6 \cdot 10^{-3}$
Massa Carbonio [kg]	$14.8 \cdot 10^{-3}$
Massa Film esterno [kg]	$7.8 \cdot 10^{-3}$
Massa piombini [kg]	$45 \cdot 10^{-3}$
Massa totale [kg]	$74.2 \cdot 10^{-3}$

Tabella 3.4.: Caratteristiche di massa provino zavorrato



Figura 3.6.: Provino zavorrato - particolare fase di laminazione

Per questo provino, oltre al modello multicorpo, si è realizzato un modello ad Elementi Finiti: il riempitivo è stato modellato con elementi solidi tetraedrici la cui grandezza è nell'ordine dei 2mm, pari alle celle del materiale; per le strisce di carbonio e il film esterno di resina si sono usati elementi di tipo piastra; infine si sono applicate 9 masse concentrate di 5 g ai nodi corrispondenti la loro posizione. Nella Tabella 3.5 e in Figura 3.7 vengono riportati i risultati in termini di frequenza dei primi 5 modi deformabili del provino.

### 3. APPLICABILITÀ DELLA SOLUZIONE TECNICA

Tabella 3.5.: Frequenze modi numerici - provino zavorrato

Modo	MultiCorpo	Elementi Finiti
1° flessionale [Hz]	160.63	165.68
1° torsionale [Hz]	226.76	263.54
2° flessionale [Hz]	310.09	325.22
1° ritardo [Hz]	425.17	415.77
3° flessionale [Hz]	488.65	479.45

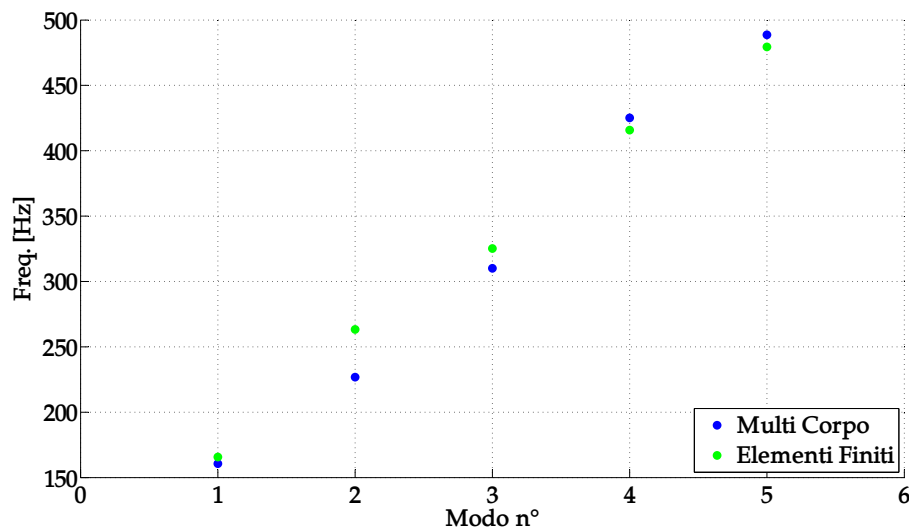


Figura 3.7.: Andamento prime 5 frequenze provino zavorrato - modelli numerici

La prova sperimentale di analisi modale è stata effettuata in configurazione free-free, in maniera tale da non doversi preoccupare della correttezza dei vincoli realizzati. L'eccitatore è il classico martelletto strumentato. Come sensore si è usato un accelerometro. I punti di eccitazione in questa prova sono 8 in tutto, equamente disposti sul dorso del provino; al fine di rendere migliore possibile la ricostruzione della Frf (Funzione di Risposta in Frequenza) si sono effettuate 10 martellate per ciascun punto di eccitazione. Si sono acquisiti i primi 6 modi di vibrare deformabili. Nella Tabella 3.6 vengono riportati i valori di frequenza misurati e stimati con i 2 modelli numerici e l'errore percentuale. Si nota facilmente come l'errore commesso sia piuttosto alto.

### 3.3. Correlazione numerico - sperimentale

Tabella 3.6.: Confronto frequenze misurate - numeriche per provino zavorrato

	Freq. Misurata [Hz]	Freq. MB [Hz]	Err. MB [%]	Freq. EF [Hz]	Err. EF [%]
1° fles.	192.02	160.63	16.35	165.68	13.72
1° tors.	333.06	226.76	31.92	263.54	20.87
2° fles.	443.31	310.09	30.05	325.22	26.64
1° rita.	-	425.17	-	415.77	-
3° fles.	663.31	488.65	26.33	479.45	27.72

Dopo questa prima prova di correlazione si è cercato di capire quali fossero le fonti di errore che hanno portato a risultati poco buoni. Le possibili cause possono essere:

- Caratteristiche meccaniche errate del Rohacell<sub>51</sub>
- Caratteristiche meccaniche errate dell'Adesivo AF163-2
- Non perfetto posizionamento delle massettine
- Utilizzo di masse concentrate nel modello, quando invece nella realtà hanno un diametro di 15 mm

Prima di effettuare la successiva prova si è stabilito che i provini venissero realizzati senza massettine, rinunciando così ad avere un buon segnale di eccitazione durante la prova di analisi modale, ma guadagnando in semplicità costruttiva ed eliminando possibili fonti di errore.

Per investigare l'importanza dell'esatta caratterizzazione di ogni singolo materiale si è svolta un'analisi di sensitività.

#### 3.3.2 *Analisi di sensitività*

L'analisi di sensitività è stata effettuata per capire quanto fossero importanti le caratteristiche dei materiali non analizzati inizialmente in laboratorio, ovvero Rohacell<sub>51</sub> e Adesivo AF163-2. Come già ribadito, inizialmente ci si era fidati dei valori dei moduli di elasticità dichiarati sui cataloghi forniti dai produttori; visti però i risultati ottenuti dalla correlazione, si è deciso di capire se fossero influenzati da una possibile incertezza sui materiali. Inoltre, in questa fase, quando si è dimensionato il rohacell, si è tenuto conto della variazione di densità del materiale, ma non delle sue caratteristiche meccaniche, che sicuramente subiscono variazioni nel processo di compressione, perchè le celle del foam si deformano in maniera notevole.

L'analisi viene effettuata variando contemporaneamente i moduli di Elasticità longitudinale e tangenziale di un singolo materiale per volta e calcolando poi, prima con Anba e poi con CpLambda, le nuove frequenze.

### 3. APPLICABILITÀ DELLA SOLUZIONE TECNICA

I dati dell'analisi di sensitività sull'Adesivo AF163-2 sono riassunti in Tabella 3.7, mentre la sensitività del Rohacell 51 è riportata in Tabella 3.8.

Tabella 3.7.: Analisi di sensitività - risultati per Adesivo AF163-2

$\Delta E, \Delta G$	1° flessionale 160.63 Hz		1° torsionale 226.76 Hz		2° flessionale 310.09 Hz		1° ritardo 425.17 Hz	
	freq. [Hz]	err%	freq. [Hz]	err%	freq. [Hz]	err%	freq. [Hz]	err%
-10%	160.11	0.32	221.79	2.19	308.63	0.47	414.45	2.52
-20%	159.55	0.67	216.60	4.48	306.49	1.16	405.92	4.53
-30%	158.97	1.03	211.15	6.88	307.67	0.78	397.84	6.43
+10%	161.13	0.31	231.54	2.11	314.05	1.28	433.37	1.93
+20%	161.60	0.61	236.26	4.19	315.53	1.76	441.30	3.79
+30%	162.06	0.89	240.72	6.16	317.04	2.24	449.01	5.61

Tabella 3.8.: Analisi di sensitività - risultati per Rohacell 51

$\Delta E, \Delta G$	1° flessionale 160.63 Hz		1° torsionale 226.76 Hz		2° flessionale 310.09 Hz		1° ritardo 425.17 Hz	
	freq. [Hz]	err%	freq. [Hz]	err%	freq. [Hz]	err%	freq. [Hz]	err%
-10%	158.01	1.63	221.15	2.47	303.01	2.28	410.26	3.51
-20%	154.95	3.53	215.25	5.08	292.33	5.73	408.11	4.01
-30%	151.39	5.75	208.99	7.84	280.76	9.46	391.94	7.82
+10%	162.95	1.44	232.11	2.36	319.24	2.95	429.85	1.1
+20%	165.00	2.72	237.23	4.62	327.22	5.52	436.21	2.6
+30%	166.83	3.86	242.15	6.79	334.57	7.89	442.1	3.98

Osservando i risultati, si nota come il Rohacell influenzi attivamente tutte le frequenze, mentre l'Adesivo AF163-2 agisce su ritardo e torsione; ciò era prevedibile, in quanto la sua natura di film sottile agisce poco in flessione ma contribuisce parecchio in torsione andando, di fatto, a chiudere il profilo.

Dai dati risulta altresì evidente che, anche ammettendo un errore del 30% sui moduli elastici di entrambi i materiali, non si riesce a motivare un errore di correlazione dell'ordine di decine di punti percentuali. Ciò ha fatto supporre che gran parte dell'errore di correlazione sia riconducibile alla presenza delle massette di bilanciamento. Nonostante ciò, si è preferito verificare formalmente i materiali in esame con prove in laboratorio al fine di ridurre gli errori al minimo e, come mostrato nell'Appendice A.2 e A.3, le caratteristiche meccaniche dei materiali utilizzati risultano essere ben diverse da quelle dichiarate dai produttori (Tabella 3.9), specialmente

l'Adesivo AF163-2 che risulta possedere un Modulo di Young quasi triplo rispetto a quanto dichiarato!

Tabella 3.9.: Confronto caratteristiche materiali dichiarate - ottenute dai test

	Rohacell® 51		Adesivo AF163-2	
	Catalogo	Sperimentali	Catalogo	Sperimentali
$E$ [MPa]	70	50.75	1110	2887
$\nu$ []	0.33	0.33	0.34	0.41
$G$ [MPa]	19	23.40	414	1024

### 3.3.3 Seconda generazione di provini

Come già accennato al paragrafo precedente, i provini successivi sono stati realizzati senza massette al fine di verificare il modello numerico senza possibili fonti di errore di correlazione. Si sono quindi realizzati 2 provini con la stessa tecnica descritta in questo capitolo e aventi le seguenti caratteristiche:

- Riempitivo di Rohacell con densità equivalente di  $66.4 \text{ kg/m}^3$
- 3 lamine di fibra di carbonio UD per il dorso
- 3 lamine di fibra di carbonio UD per il ventre
- lisciante esterno in Adesivo AF163-2

Si è cercato di realizzare i 2 provini in maniera identica anche se, come mostrato in Tabella 3.10, le loro caratteristiche di massa differiscono leggermente. Ciò è sicuramente imputabile alla posa del lisciante esterno in fase di laminazione, in cui può essere che l'operatore abbia inavvertitamente abbondato con il materiale in un caso rispetto all'altro. dal confronto con il provino numerico si ritiene che, tra i provini realizzati, quello più corretto sia il numero 1.

Tabella 3.10.: Caratteristiche di massa provini di seconda generazione

	Provino 1	Provino 2	Provino Numerico
Massa [kg]	$26.5 \cdot 10^{-3}$	$25.3 \cdot 10^{-3}$	$26.7 \cdot 10^{-3}$

Le prove di analisi modale sono state effettuata in configurazione free-free e con la stessa modalità descritta al paragrafo 3.3. Si sono acquisiti i

### 3. APPLICABILITÀ DELLA SOLUZIONE TECNICA

primi 4 modi di vibrare, sui quali è stata fatta la correlazione. I risultati vengono mostrati in Tabella 3.11 e visivamente in Figura 3.8.

Tabella 3.11.: Confronto frequenze misurate - numeriche per provini 2<sup>a</sup> generazione

<b>1° modo flessionale</b>			
	Freq. Misurata [Hz]	Freq. Numerica [Hz]	Err [%]
Provino 1	236.25	246.85	4.49
Provino 2	246.07	246.85	0.32
<b>1° modo torsionale</b>			
	Freq. Misurata [Hz]	Freq. Numerica [Hz]	Err [%]
Provino 1	329.04	318.67	3.15
Provino 2	339.26	318.67	6.07
<b>2° modo flessionale</b>			
	Freq. Misurata [Hz]	Freq. Numerica [Hz]	Err [%]
Provino 1	544.56	534.12	1.92
Provino 2	570.06	534.12	6.3
<b>2° modo torsionale</b>			
	Freq. Misurata [Hz]	Freq. Numerica [Hz]	Err [%]
Provino 1	603.75	634.57	5.1
Provino 2	627.24	634.57	1.17

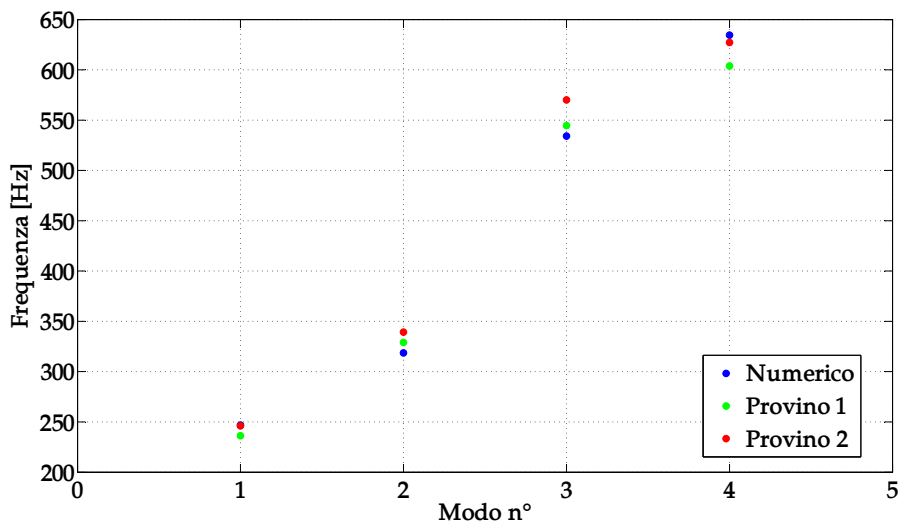


Figura 3.8.: Correlazione primi 4 modi di vibrare provini di 2<sup>a</sup> generazione

Dai risultati ottenuti si può evincere che il modello stima correttamente le prime 4 frequenze del provino, con un errore inferiore al 5%; si può verosimilmente concludere che il modello può quindi essere utilizzato

### 3.3. Correlazione numerico - sperimentale

come base di progettazione per un'ottimizzazione di una pala aeroelastica di forma complessa.

Per completezza in Figura 3.9 si mostra la matrice di MAC per i 2 provini sperimentali, mentre in Figura 3.10 si confrontano in modi di vibrare acquisiti.

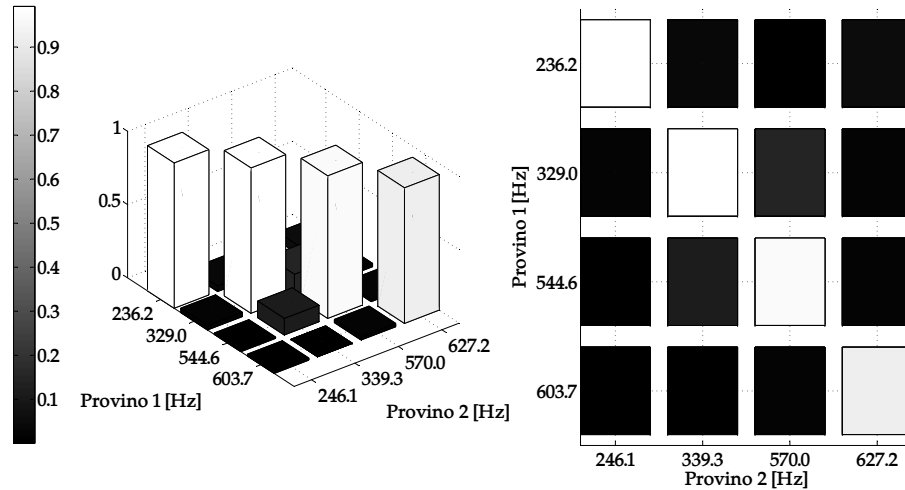


Figura 3.9.: Matrice di MAC per i provini - vista 3D e dall'alto

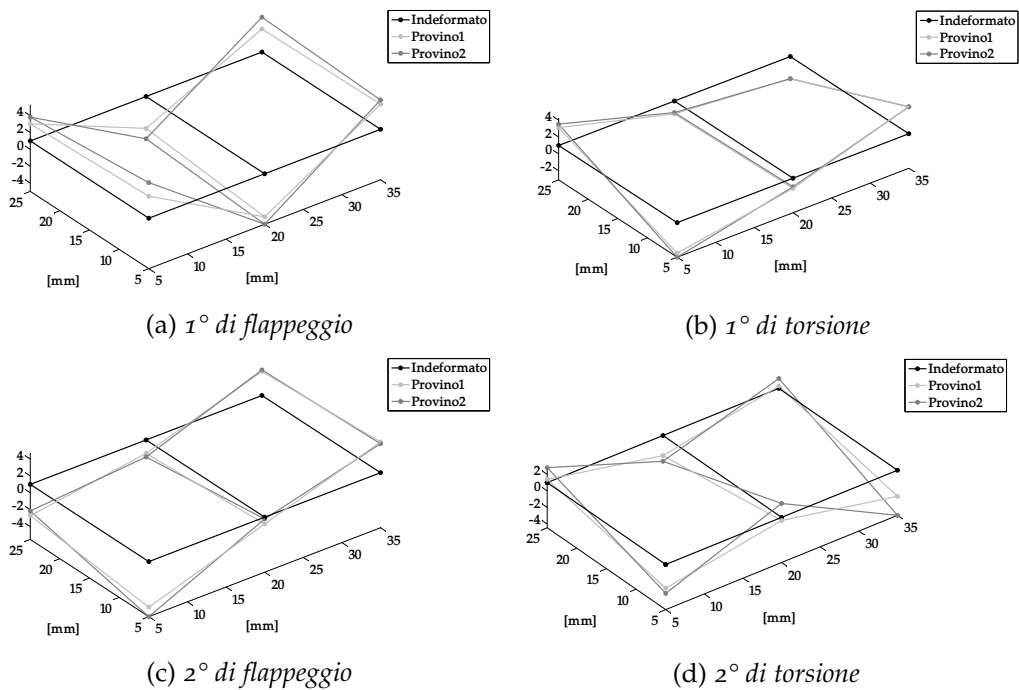


Figura 3.10.: Modi di vibrare sperimentali

### 3. APPLICABILITÀ DELLA SOLUZIONE TECNICA

Come interessante confronto sulle forme modali del provino, si mostrano in Figura le matrici di *Cross-Mac* tra i modi numerici e quelli sperimentali. Si può notare che il modello numerico, basato sul utilizzo congiunto di modellazione a Elementi Finiti e Multi Corpo, identifica in maniera soddisfacente le prime 4 forme modali del provino.

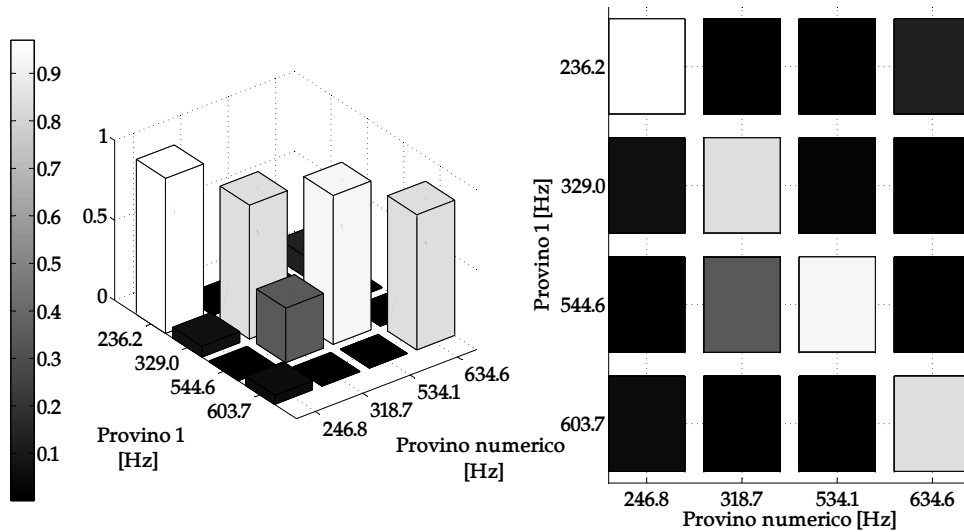


Figura 3.11.: CROSS-MAC modi provino 1 - modi numerici

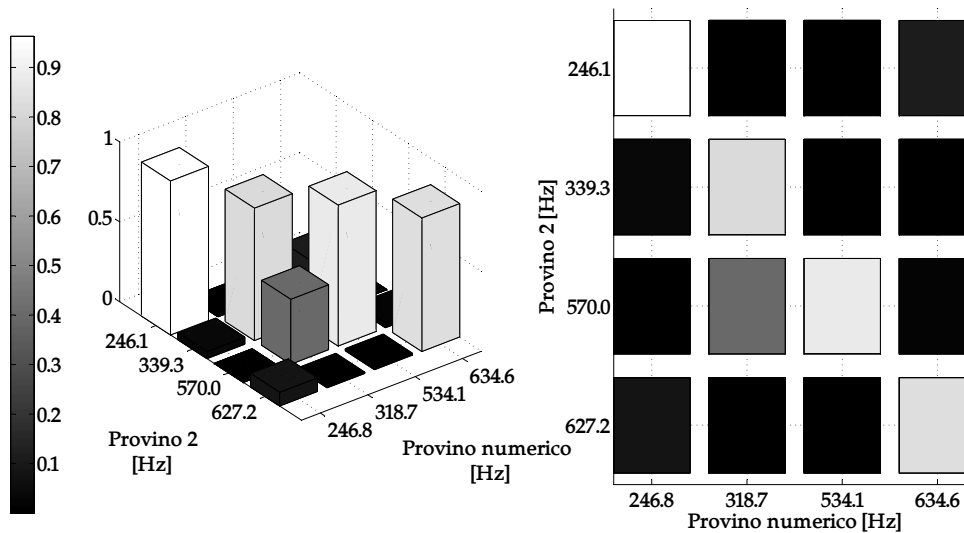


Figura 3.12.: CROSS-MAC modi provino 2 - modi numerici



## PALA AEROELASTICA

---

*In questo capitolo si descrivono i passaggi che hanno portato alla realizzazione di un primo prototipo di pala aeroelastica, a partire dall'ottimizzazione numerica, fino ad arrivare alla verifica della pala realizzata in laboratorio.*

---

LA realizzazione delle pale aeroelastiche per il modello consta di più passaggi. Inizialmente, si passa attraverso un programma di ottimizzazione numerica basata sull'utilizzo dei software descritti nel Capitolo 2, per poi realizzare in laboratorio la pala vera e propria con uno stampo appositamente creato.

### 4.1 OTTIMIZZAZIONE NUMERICA

L'ottimizzazione numerica ha come scopo quello di arrivare a definire le caratteristiche geometriche dei singoli componenti di cui la pala è composta; la forma della pala è già stata stabilita tramite un'ottimizzazione aerodinamica in [3], i materiali che la compongono sono stati discussi al Paragrafo 1.3.3 e quindi l'unico parametro sul quale agire, al fine di centrare gli obiettivi di distribuzione di rigidità che permettano la similitudine aeroelastica, è il carbonio. In particolare l'ottimizzazione mira a stabilire,

- ampiezza
- spessore e quindi anche numero di lamine
- posizione
- orientazione fibre

delle strisce di carbonio.

L'ottimizzatore, sviluppato in ambiente matlab con la funzione *fmincon*, ha le seguenti peculiarità:

- **obiettivo:** dimensionare le strisce di carbonio per centrare la distribuzione di rigidità voluta rispettando il vincolo di massa totale

#### 4. PALA AEROELASTICA

- **funzione di costo:** errore commesso sulla distribuzione di rigidità scalata desiderata
- **vincolo:** rispettare le prime 3 frequenze della singola pala fissata al mozzo mostrate in Tabella 4.1

Tabella 4.1.: Prime 3 frequenze modali - pala aeroelastica

Modi	Valore frequenza [Hz]
1° flappeggio	23.2
1° ritardo	33.1
2° flappeggio	59.4

In questo lavoro di tesi ci si concentra sul raggiungimento di un livello intermedio in cui la *posizione, l'orientazione e l'ampiezza delle pelli è fissata a priori*; questa scelta viene giustificata essenzialmente per motivi pratici, sia dal punto di vista numerico (troppi parametri liberi potrebbero non garantire la convergenza del processo di ottimizzazione o comunque allungarne sensibilmente i tempi di calcolo), sia dal punto di vista realizzativo (la posizione e l'andamento delle pelli potrebbe risultare troppo irregolare per garantire una corretta realizzazione manuale).

L'unico parametro sul quale viene concessa libertà di agire all'ottimizzatore è lo spessore delle strisce di carbonio, ovvero il *numero di lamine*. Gli altri parametri prefissati sono riassunti in Tabella 4.2 e in Figura 4.1. Avendo così poche variabili su cui lavorare, è improbabile che l'ottimizzatore converga a una soluzione sotto il vincolo di conferire le prime 3 frequenze scalate alla pala; per questo motivo si è preferito, a questo punto del lavoro, vincolare l'ottimizzatore al rispetto della sola *prima frequenza naturale* della pala, ovvero il *1° modo di flappeggio*.

Tabella 4.2.: Variabili fisse nel ciclo di ottimizzazione per le strisce di carbonio

Posizione in corda	Simmetrica rispetto all'asse elastico
Orientazione fibre	0°
Ampiezza [ $\cdot 10^{-3}$ m]	15, 10 e 1 a seconda della sezione

Data la geometria della pala, la si è suddivisa in un numero finito di stazioni su cui calcolare le caratteristiche meccaniche con Anba, per poi interpolare linearmente tra di esse i valori da inserire in un modello di trave equivalente sviluppato con CpLambda. In particolare, si è suddivisa la pala in 28 stazioni di calcolo.

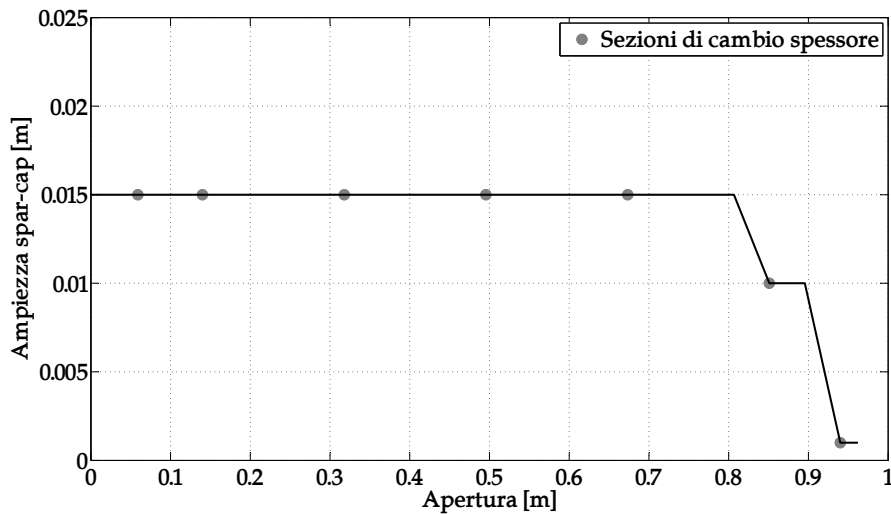


Figura 4.1.: Andamento ampiezza spar-caps nella pala

Il problema è stato affrontato imponendo un massimo di 7 variazioni di spessore lungo l'apertura della pala; la loro posizione è stata posta in corrispondenza delle seguenti posizioni in apertura

posizione in apertura [m]	0.0589	0.1400	0.3178	0.4955	0.6734	0.8511	0.9400
---------------------------	--------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

in maniera del tutto arbitraria ed evidenziate in Figura 4.1. Inoltre si è fissata la geometria delle strisce in corrispondenza della sezione finale, la numero 28, perchè risulta essere estremamente ridotta e non era pensabile agire su di essa; per ragioni legate alla geometria del bicchierino in radice, si è imposto che, fino alla prima sezione di cambio spessore, ci siano 5 lamine di carbonio. Operativamente, si sono create 2 funzioni in ambiente matlab, *autovalori\_vincolo* e *autovalori\_costo*, che, ricevuti in ingresso tutti i parametri caratteristici della geometria della pala (*profili*, *twist*, *corda*) e il valore di spessore delle lamine nelle 8 stazioni di variazione fissate, danno come risultato l'errore commesso sulla 1<sup>a</sup> frequenza calcolata rispetto a quella di riferimento e la varianza dell'errore nella distribuzione in apertura di rigidezza a flappeggio rispetto a quella di riferimento, ovviamente del modello scalato. Il ciclo viene interrotto al di sotto di un opportuno valore di tolleranza mostrato in Tabella 4.3.

Le 2 funzioni in questione non sono altro che la generalizzazione del processo descritto al Paragrafo 2.1, in quanto semplicemente per ogni sezione della pala viene ripetuto il medesimo calcolo effettuato per il provino, con la differenza che nel modello a trave costruito con CpLambda, ogni sotto-trave ha il suo output Anba di riferimento.

#### 4. PALA AEROELASTICA

Tabella 4.3.: Tolleranze fissate per l'ottimizzatore

Tolleranza sulla funzione di vincolo	$1 \cdot 10^{-2}$
Tolleranza sulla funzione di costo	$1 \cdot 10^{-2}$

L'ampiezza in corda delle strisce di carbonio è stata imposta in maniera ragionevole: si è tenuta una larghezza costante pari a 15 mm per gran parte dell'apertura della pala, per poi diminuirla in estremità dove la rastremazione riduce sensibilmente la corda disponibile. Lo spessore iniziale delle strisce di carbonio, ovvero il numero di lamine, è stato imposto dopo vari tentativi in maniera tale da non essere troppo lontani in termini di frequenza dall'obiettivo. In Tabella 4.4 si riassumono i parametri dati in ingresso all'ottimizzatore.

Tabella 4.4.: Parametri delle strisce di carbonio in ingresso all'ottimizzatore

Sezioni di cambio spessore	1 <sup>a</sup>	2 <sup>a</sup>	3 <sup>a</sup>	4 <sup>a</sup>	5 <sup>a</sup>	6 <sup>a</sup>	7 <sup>a</sup>	8 <sup>a</sup>
Ampiezza fissata delle strisce [ $\cdot 10^{-3}$ m]	15	15	15	15	15	10	1	1
Spessore iniziale [ $\cdot 10^{-3}$ m]	1.05	1.05	1.05	1.05	1.05	0.75	0.45	0.15
Limite massimo spessore [ $\cdot 10^{-3}$ m]	0.45	0.45	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15	//
Limite minimo spessore [ $\cdot 10^{-3}$ m]	10.5	6.60	1.95	1.65	1.20	0.75	0.60	//

Per quel che riguarda il Rohacell, ci si è comportati in maniera del tutto analoga a quanto fatto con il provino; in fase di progetto si è tenuto conto di un sovradimensionamento della pala, per favorire l'assorbimento della resina e quindi migliorare la polimerizzazione del pezzo. Ciò è stato fatto maggiorando dai 2 a 1 mm le coordinate in spessore dei profili associati alle sezioni; ovviamente si è poi calcolata la densità equivalente del Rohacell e, utilizzando il modello ricavato al Paragrafo A.3, si sono inserite le corrette caratteristiche meccaniche dello riempitivo. In Tabella<sup>1</sup> 4.5 si mostrano gli aumenti percentuali per la densità del Rohacell per ogni sezione della pala.

<sup>1</sup> Si notano grandi aumenti di densità equivalenti del Rohacell in estremità, ma ciò non risulta essere un grosso problema, perchè quella zona della pala non è fondamentale a livello strutturale.

Tabella 4.5.: Aumenti percentuali della densità del Rohacell - Pala aeroelastica

Posizione in Apertura [m]	0	0.0196	0.0206	0.0589	0.0599	0.0982	0.1315
$\Delta\rho$ [%]	6.1	6.1	6.1	6.5	6.6	13.4	37.8
Posizione in Apertura [m]	0.1400	0.1845	0.2289	0.2734	0.3178	0.3622	0.4066
$\Delta\rho$ [%]	38.1	37.0	38.1	40.7	44.7	49.6	54.8
Posizione in Apertura [m]	0.4511	0.4955	0.5400	0.5845	0.6289	0.6734	0.7178
$\Delta\rho$ [%]	61.0	69.8	70.8	69.8	64.7	56.0	61.0
Posizione in Apertura [m]	0.7622	0.8066	0.8511	0.8733	0.8955	0.9400	0.9622
$\Delta\rho$ [%]	66.9	74.0	83.3	89.4	98.6	153.1	407.3

In Figura 4.2 si riassume visivamente il procedimento seguito nell'ottimizzazione numerica.

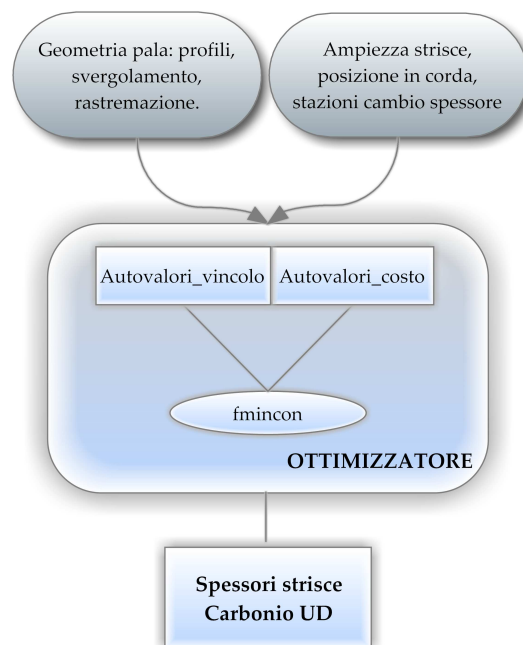


Figura 4.2.: Schema riassuntivo dell'ottimizzazione numerica

#### 4. PALA AEROELASTICA

##### 4.1.1 Risultati dell'ottimizzazione

Facendo riferimento a quanto mostrato in Tabella 4.4 si è avviato un primo ciclo di ottimizzazione che ha portato alla definizione di una sequenza di spessori in apertura continua, ovvero l'ottimizzatore ha prodotto degli spessori nelle 8 stazioni non riconducibili a un numero intero di lamine; di conseguenza, si è effettuata manualmente l'approssimazione allo spessore intero più vicino al risultato del ciclo, verificando successivamente che l'errore commesso sulla prima 1<sup>a</sup> frequenza di flappeggio fosse ragionevole. I risultati di questo procedimento sono riassunti nelle Tabelle 4.6 e 4.7, mentre in Figura 4.3 si può osservare l'andamento delle funzioni di vincolo e di costo durante il ciclo di ottimizzazione.

Tabella 4.6.: Ottimizzazione: spessore delle strisce di carbonio

Spessore	Posizione in apertura [m]							
	0.0589	0.1400	0.3178	0.4955	0.6734	0.8511	0.9400	0.9622
Iniziale [ $\cdot 10^{-3}$ m]	1.05	1.05	1.05	1.05	1.05	0.75	0.45	0.15
Ottimo continuo [ $\cdot 10^{-3}$ m]	2.609	1.784	1.95	1.546	0.706	0.18	0.15	0.15
Ottimo discreto [ $\cdot 10^{-3}$ m]	1.8 <sup>2</sup>	1.8	1.95	1.5	0.75	0.15	0.15	0.15

Tabella 4.7.: Ottimizzazione: risultati funzione di vincolo e di costo

	1 <sup>a</sup> Frequenza [Hz]	$\sigma_{EJ}^2$ []
Riferimento	23.19	-
Spessore Iniziale	18.73	20.20
Spessore Ottimo continuo	23.17	57.19
Spessore Ottimo discreto	23.43	57.77

Una volta stabilita la sequenza degli spessori nella pala, si è andati ad analizzare quanto il risultato ottenuto rispettasse anche la 2<sup>a</sup> e 3<sup>a</sup> frequenza, la distribuzione di massa e la distribuzione di rigidità a ritardo rispetto al riferimento.

A questo punto è interessante notare una cosa: se si vanno ad analizzare le varianze degli errori sulle distribuzioni di rigidità a flappeggio,

- <sup>2</sup> Può sembrare irragionevole variare lo spessore da 2.6 a 1.8 mm, ma a fronte di una variazione così importante non si ha un apprezzabile cambiamento della frequenza di flappeggio, quindi per alleggerire il modello si è adottata tale soluzione.

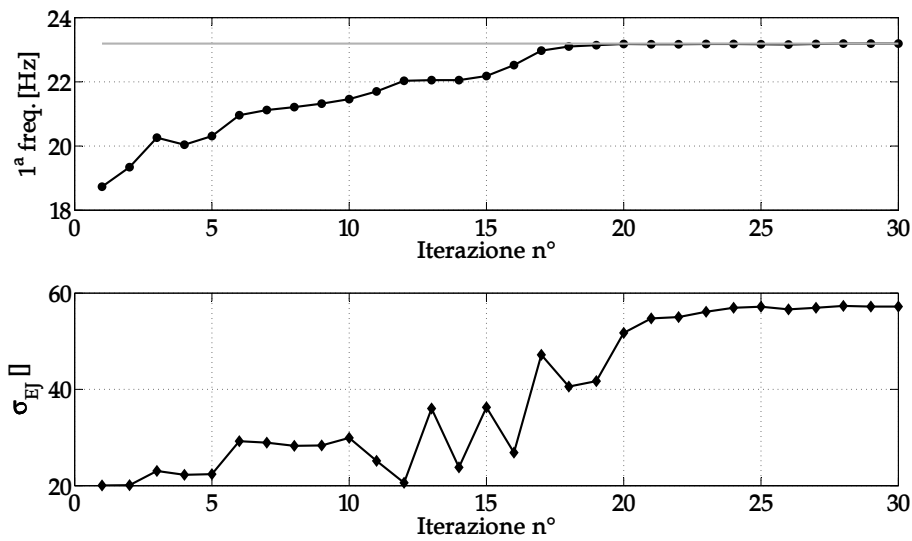


Figura 4.3.: Andamento della funzione di vincolo e di costo con le iterazioni dell'ottimizzatore

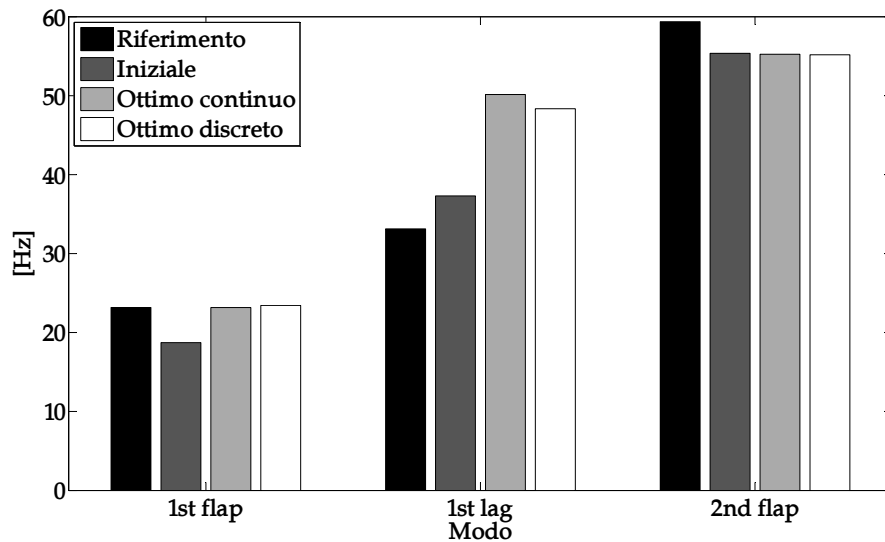


Figura 4.4.: Confronto autovalori Riferimento - Pala finale - Ottimizzata

ritardo e sulla distribuzione di massa, rispetto ai valori di riferimento, ci si accorge di un fatto che può apparire contrastante con i risultati riportati. Come appare chiaro dalla Figura 4.8, mentre la varianza sulla distribuzione di rigidezza a ritardo si attesta su un valore basso e la massa risulta molto prossima a quella di riferimento, la varianza sulla distribuzione di flapping è piuttosto elevata, nonostante essa rappresenti la funzione di costo del ciclo di ottimizzazione.

#### 4. PALA AEROELASTICA

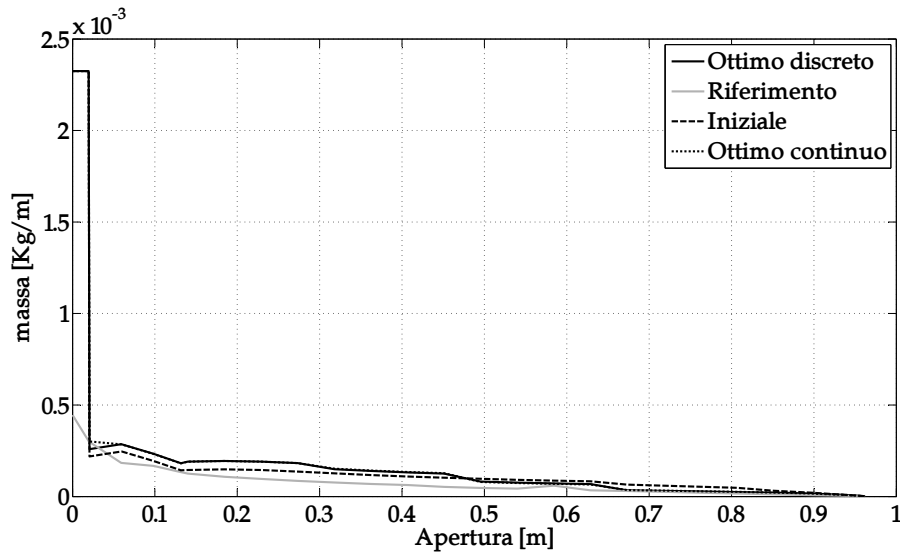


Figura 4.5.: Confronto distribuzione di massa Riferimento - Pala finale - Ottimizzata

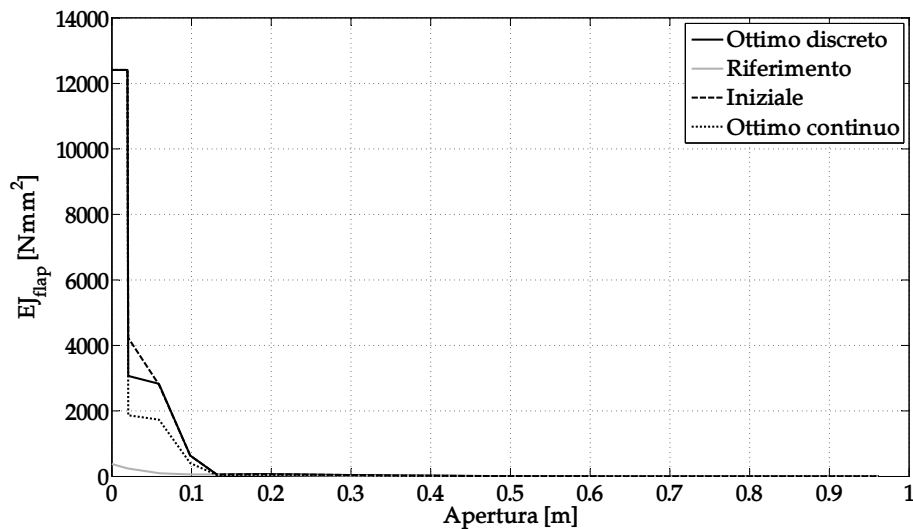


Figura 4.6.: Confronto distribuzione rigidezza a flappeggio Riferimento - Pala finale - Ottimizzata

Tuttavia, secondo i calcoli effettuati, la pala possiede una prima frequenza di flappeggio pressochè identica a quella di riferimento, mentre la frequenza in ritardo è diversa. Ciò si spiega osservando in maniera più approfondita i grafici della distribuzione di rigidezza. In Figura 4.9 viene mostrata la distribuzione di rigidezza a flappeggio eliminando prima la zona di radice, e poi concentrandosi sulla seconda metà in apertura della pala. Si può notare come gli errori sulla distribuzione siamo tutti concen-



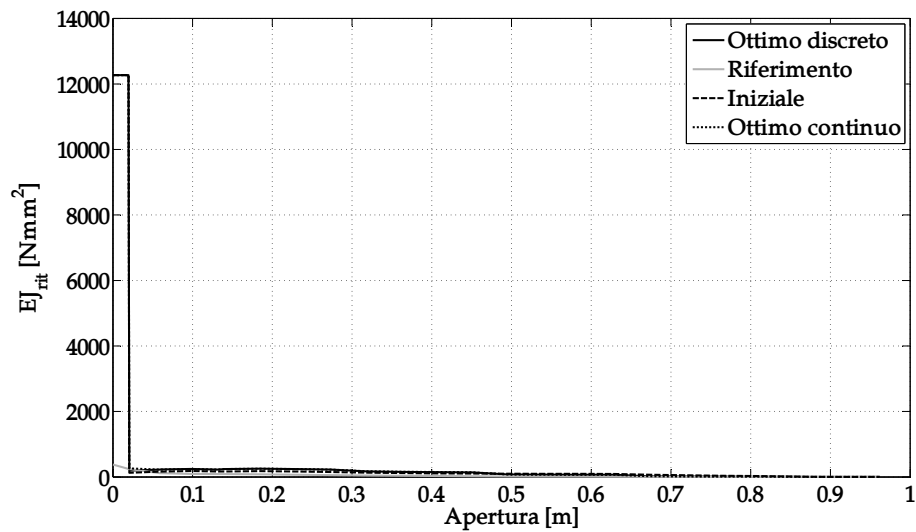


Figura 4.7.: Confronto distribuzione rigidezza a ritardo Riferimento - Pala finale - Ottimizzata

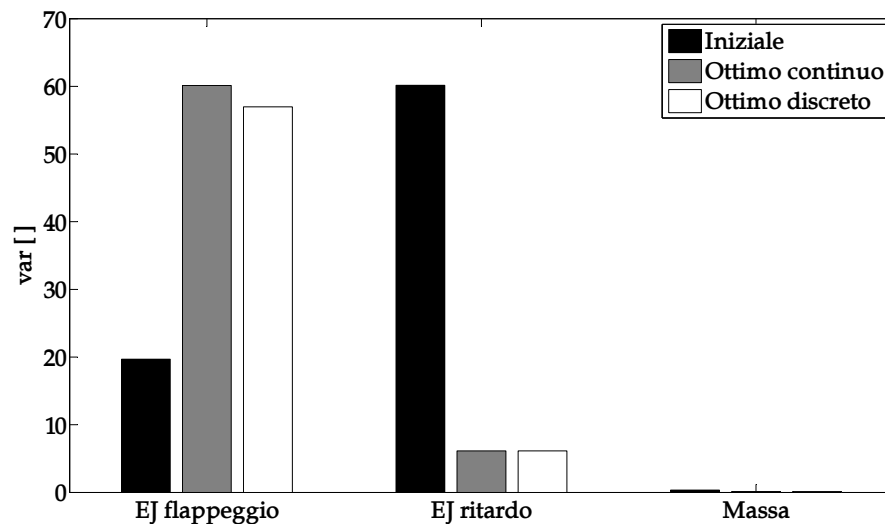


Figura 4.8.: Confronto delle varianze degli errori sulla distribuzione di rigidezza a flapping, ritardo e massa

trati in radice e si esauriscono piuttosto rapidamente.

In Figura 4.10 viene mostrato il grafico analogo per la distribuzione di ritardo. Qui la situazione è molto diversa: gli errori sul ritardo sono di minore entità rispetto agli errori in radice sul flapping, ma sono distribuiti in maniera omogenea lungo tutta l'apertura della pala. Ciò comporta che la varianza dell'errore su tale parametro sia bassa, ma la frequenza del modo ad essa associata sia diversa da quella di riferimento.

Quanto appena descritto viene riassunto in Tabella 4.8.

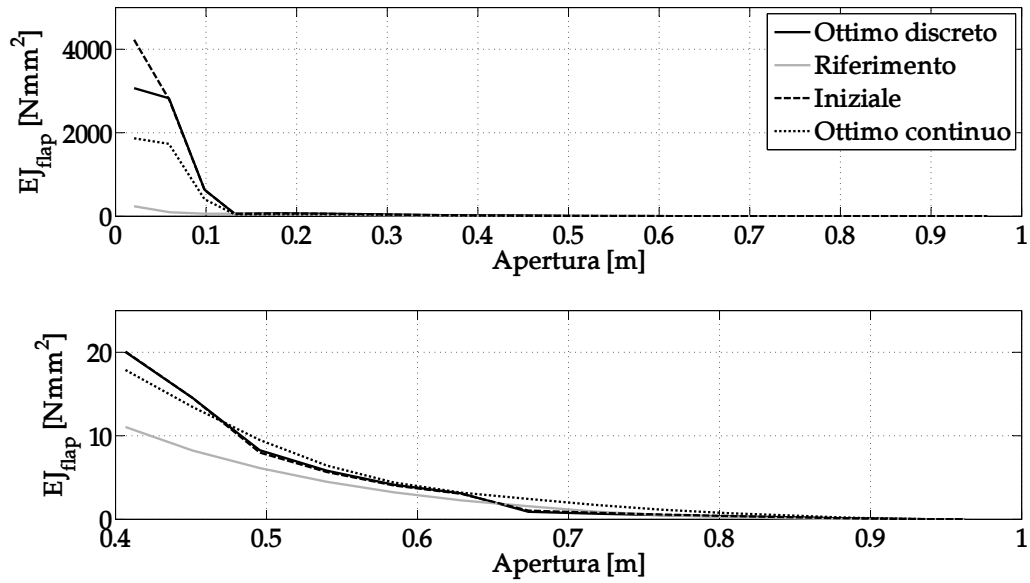


Figura 4.9.: Zoom sulla distribuzione di rigidità a flappeggio

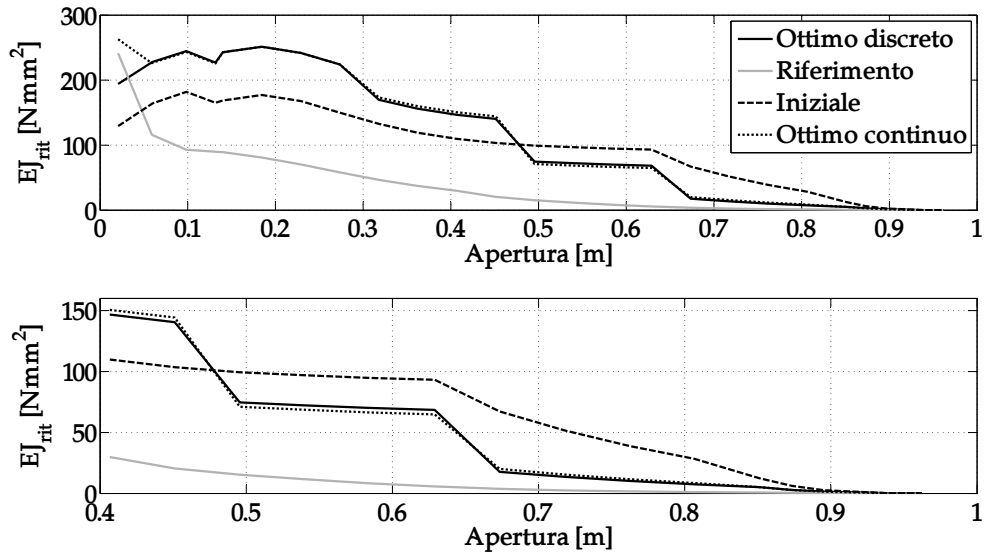


Figura 4.10.: Zoom sulla distribuzione di rigidità a ritardo

Tabella 4.8.: Errori sulla distribuzione di rigidezza a flappeggio e ritardo - Pala finale

Posizione in apertura [m]	Errore sulla distribuzione []	
	Flappeggio	Ritardo
0.0206	11,74	0,20
0.0599	27,40	0,98
0.0982	9,61	1,63
0.1845	0,46	2,10
0.3178	0,92	2,63
0.4511	0,76	5,86
0.5845	0,29	7,45
0.7178	0,27	4,42
0.8511	1,37	6,22
0.9622	0,68	0,62
Varianza []	56,98	6,14
Varianza massa []	0,14	

#### 4.2 REALIZZAZIONE SPERIMENTALE

Una volta giunti all'individuazione di una geometria ottimale per la pala, si è passati alla realizzazione effettiva del manufatto.

Si è deciso di agire con la massima precisione possibile: il riempitivo in rohacell è stato commissionato ad una azienda esterna al politecnico che ha provveduto alla sua fresatura dal pieno; le strisce di carbonio sono state fatte tagliare anch'esse al di fuori dei laboratori dipartimentali con processo meccanizzato, visibile in Figura 4.12. Per effettuare queste 2 operazioni si è reso necessario mettere a punto un sistema automatizzato che gestisse la geometria in uscita dall'ottimizzatore in modo da creare gli output desiderati.

Per quel che riguarda il riempitivo, si è effettuata una modifica alla routine matlab perchè creasse opportuni fogli di calcolo Excel con la geometria delle 28 sezioni della pala provviste di scavo, in maniera da poter essere caricate in un qualsiasi software di disegno 3D per poter avere un modello fedele a quanto previsto in fase di ottimizzazione. Il risultato di tale processo, mostrato in Figura 4.11, è stato inviato alla *Eligio ReFraschini s.p.a.* che ha provveduto alla fresatura.

Per quel che riguarda la gestione della geometria delle strisce di carbonio, il procedimento è stato un pò più complesso. Innanzitutto, un codice appositamente scritto in matlab (*Geometria-pelli.m*), ricevendo in ingresso la

#### 4. PALA AEROELASTICA

corretta sequenza degli spessori delle strisce di carbonio, restituisce per le 28 sezioni della pala:

- l'effettiva estensione in corda degli inserti in carbonio, tenendo conto della curvatura locale del profilo
- la distanza curvilinea esistente tra il bordo d'uscita del profilo e l'estremo posteriore dell'inserto in carbonio<sup>3</sup>
- il numero esatto di lamine di Carbonio UD per produrre lo spessore desiderato

Tutte queste informazioni, di cui si mostra un esempio in Tabella 4.9, vengono passate al successivo codice, ovvero *pellim*, il quale le utilizza per generare:

- la geometria in pianta delle singole lamine di carbonio, tenendo conto della curvatura della pala in apertura
- la sezione di posizionamento iniziale e finale per ogni singola lamina di carbonio

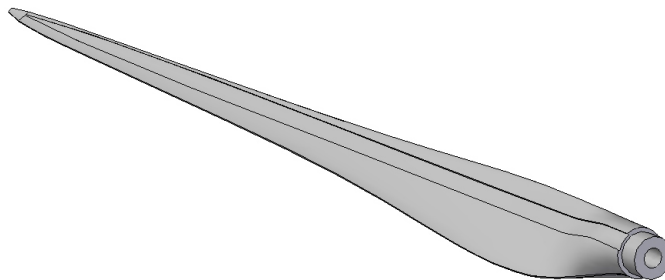


Figura 4.11.: Modello CAD 3D dello riempitivo per la Pala Aeroelastica

---

<sup>3</sup> L'utilizzo di questa informazione verrà specificato in seguito

## 4.2. Realizzazione sperimentale

Tabella 4.9.: Output codice Geometria-pelli.m

Sezione	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
N° lamine	5	5	12	12	12	12	12	13	13	13	13	10	10	10
Sezione	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28
N° lamine	10	5	5	5	5	1	1	1	1	1	1	1	1	1

Tutto questo processo è automatico e permette la gestione di una qualsiasi geometria estratta dal processo di ottimizzazione, producendo tutte le informazioni necessarie all'operatore per la corretta laminazione e produzione del pezzo. A titolo di esempio, in Figura 4.13 si mostrano le geometrie in pianta delle stisce di carbonio riferite alla Pala Finale descritta al paragrafo precedente, impilate e distribuite pronte per essere tagliate; in Tabella 4.10 si mostra l'uscita del codice *pell.m* che permette all'operatore la corretta laminazione del pezzo.

N° lamine	Estensione		
	da Sezione	→	a Sezione
1	1	→	28
4	1	→	20
5	3	→	16
2	3	→	12
1	8	→	12

Tabella 4.10.: Output codice *pell.m*

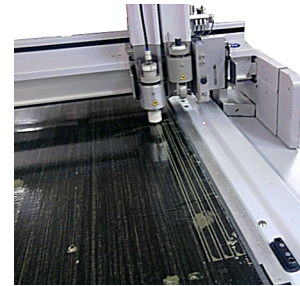


Figura 4.12.: Fase di taglio delle lamine per la Pala

#### 4. PALA AEROELASTICA

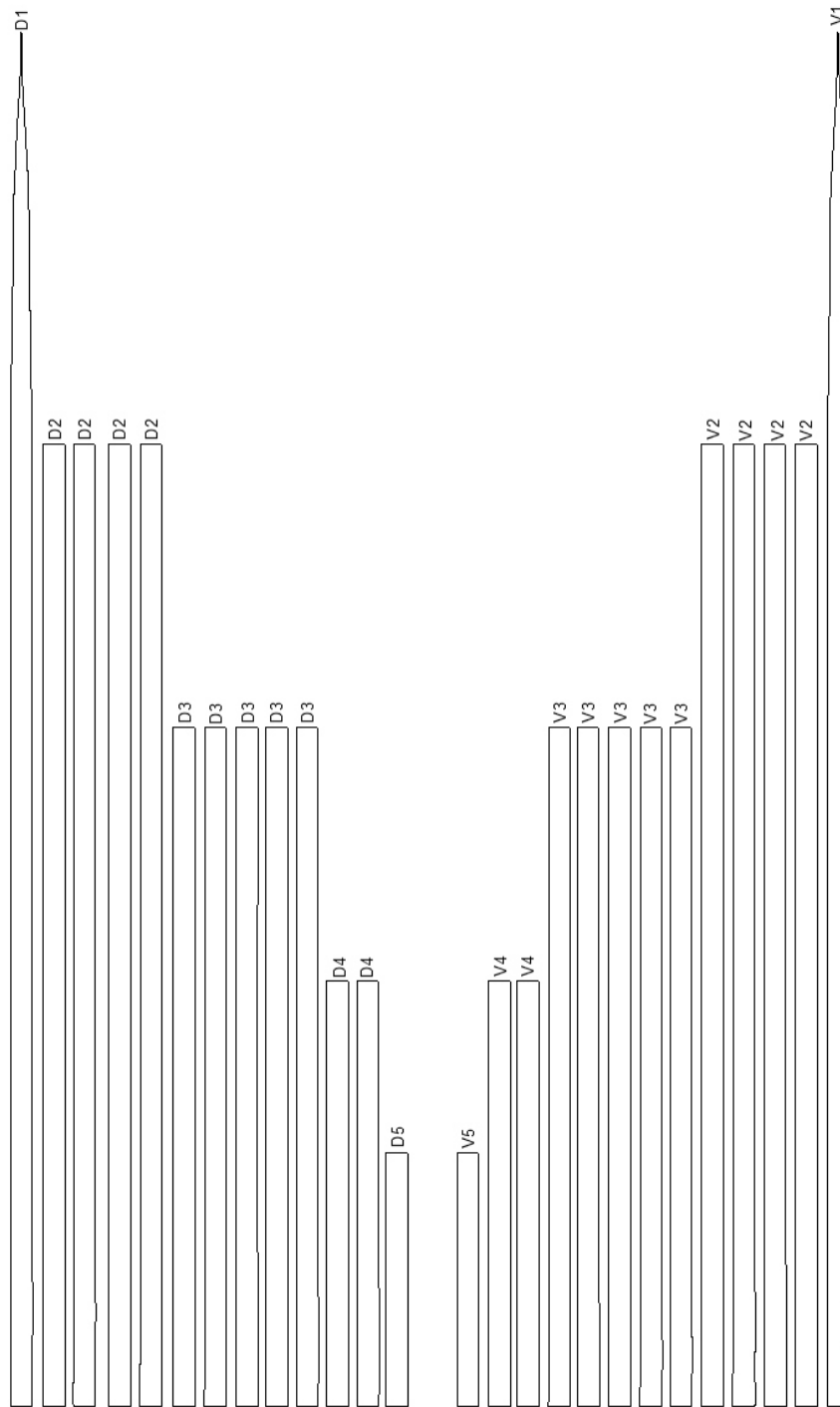


Figura 4.13.: Geometrie in pianta prodotte da pelli.m delle lamine in carbonio

4.2.1 *Processo di laminazione e cottura*

Ottenuti tutti i componenti della pala aeroelastica, si è passati alla laminazione del pezzo in clean room. La procedura è del tutto analoga a quella descritta per il provino di messa a punto.

Dopo aver trattato la superficie dello stampo con del distaccante si è effettuato l'incollaggio delle dime di riferimento per la corretta posa delle strisce di carbonio; tali dime sono state costruite in maniera automatica, attraverso la routine *Geometria-pelli.m*, a partire dalla distanza tra bordo d'uscita del profilo e strisca di carbonio. Le dime sono state stampate a grandezza naturale su carta per poi essere fissate manualmente sullo stampo, come si può osservare in Figura 4.14(a). Successivamente si sono posate le strisce di carbonio UD, nella corretta sequenza di laminazione, direttamente sulla stampo, allineandole con le dime. Il risultato di questa operazione è visibile in Figura 4.14(b).

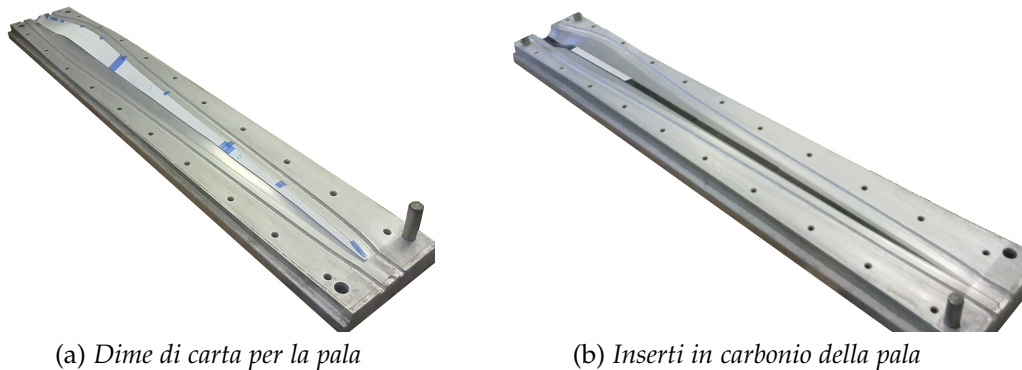
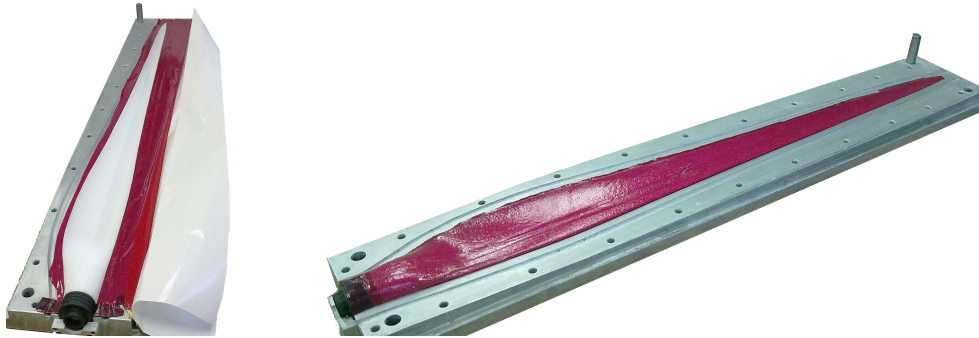


Figura 4.14.: Fasi iniziali di laminazione della pala aeroelastica

Il passo seguente è stato stendere il film di Adesivo AF163 su una prima metà dello stampo, per poi posizionarvi sopra lo riempitivo in Rohacell preventivamente imperniato nel bicchiere di radice, come mostrato in Figura 4.15(a); si è poi avvolto il tutto con la restante parte del film di resina, ottenendo ciò che risulta in Figura 4.15(b). Con la chiusura dello stampo, si è imposta la compressione dello riempitivo che favorisce l'assorbimento della resina da parte del Rohacell. Lo stampo è stato posto in forno a  $130^{\circ}$  per il ciclo di polimerizzazione, estraendo il pezzo il giorno seguente dopo un lento raffreddamento.

#### 4. PALA AEROELASTICA



(a) Posizionamento riempitivo

(b) avvolgimento completo della pala

Figura 4.15.: Fasi finali di laminazione della pala aeroelastica

Il risultato, visibile in Figura 4.16, è una pala con le caratteristiche geometriche esatte e con un'ottima finitura superficiale che non interferisce in alcun modo con l'aerodinamica.



Figura 4.16.: Pala aeroelastica - primo prototipo realizzato

#### 4.3 CORRELAZIONE NUMERICO-SPERIMENTALE

Sono state effettuate 2 differenti prove di acquisizione modale per il primo prototipo di pala aeroelastica costruita:

- prova con vibrometro
- prova di eccitazione impulsiva con martelletto

Ciò è stato fatto per avere 2 confronti differenti. Le prove sono state commissionate all'Ing. Mauro Terraneo e svolte all'interno del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale.

##### 4.3.1 Prova con vibrometro

La pala è stata fissata a una base in acciaio tramite 4 viti la quale a sua volta è stata fissata alla pavimentazione dei laboratori; Sulla superficie del pezzo sono stati posizionati dei marker ottici per il rilevamento degli spostamenti tramite sensore laser. L'eccitazione è stata trasmessa



### 4.3. Correlazione Numerico-Sperimentale

in radice della pala tramite uno shaker e, nello stesso punto si è fissato un accelerometro per verificare eventuali flessibilità del vincolo. Quanto appena descritto è visibile in Figura 4.17.

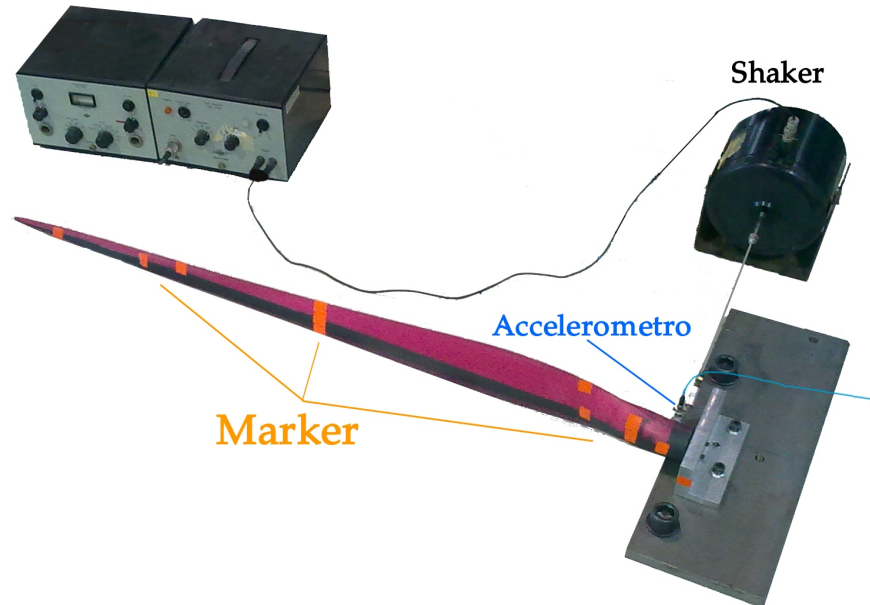


Figura 4.17.: Struttura di prova - eccitazione con vibrometro

Durante la prova si sono acquisiti i primi 6 modi di vibrare della pala. I risultati, riportati in Tabella 4.11 e visualizzati in Figura 4.18, si possono ritenere soddisfacenti, essendo il primo tentativo di realizzazione di questo manufatto. L'errore sulla prima frequenza risulta essere al di sotto del 10%, mentre sulla 2<sup>a</sup> di frequenza di flappeggio è addirittura vicino al 2%.

I problemi cominciano ad emergere sul 1° modo di ritardo: in questo caso, infatti, l'errore è superiore al 15%.

Concentrandosi sulle prime 3 frequenze, che erano l'obiettivo del lavoro, si nota che per quel che riguarda il flappeggio si può ritenere di aver ottenuto un risultato soddisfacente con un errore al di sotto del 6%; non si può dire altrettanto per quel che riguarda il ritardo che, oltre ad avere un errore elevato, ha la particolarità di risultare numericamente sovrastimato a differenza di tutte le altre pulsazioni, compresa la torsione.

Per cercare di capire quali possono essere i motivi di tale discrepanza, si è effettuata una verifica sulle masse della pala: in Tabella 4.12 si confronta il peso complessivo della pala reale con quello della pala numerica.

La differenza tra le due non è per niente banale. Ciò significa che si sono perse informazioni relative alla massa da qualche parte. Si è quindi deciso di realizzare in laboratorio una *seconda pala aeroelastica*, per investi-

#### 4. PALA AEROELASTICA

Tabella 4.11.: Confronto frequenze numeriche - sperimentali per la pala aeroelastica

Modo	Freq. numeriche [Hz]	Freq. sperimentali [Hz]	Errore %
1° flappeggio	23.43	24.9	5.888
1° ritardo	48.34	41.99	-15.134
2° flappeggio	55.18	56.56	2.444
3° flappeggio	113.29	125	9.371
2° ritardo	157.32	146.7	-7.239
1° torsione	178.05	193.7	8.080

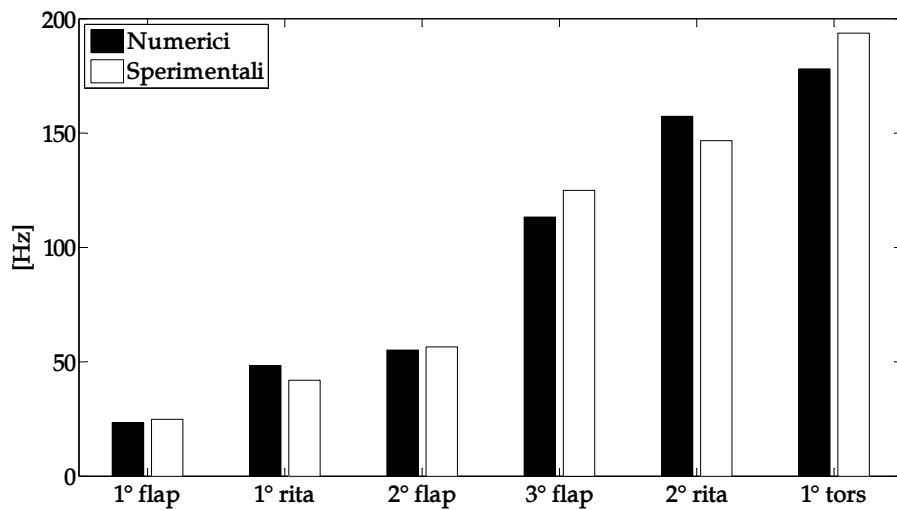


Figura 4.18.: Confronto frequenze numeriche - sperimentali per la pala aeroelastica

Tabella 4.12.: Confronto massa pala numerica - sperimentale

	Pala Numerica	Pala Sperimentale	Errore [%]
Massa [kg]	$173.9 \cdot 10^{-3}$	$161.4 \cdot 10^{-3}$	11.1

gare questa problematica e verificare che questa tecnologia desse risultati soddisfacenti in termini di ripetibilità del pezzo. Il procedimento seguito è lo stesso che si è descritto al Paragrafo 4.2. Questa volta però si sono pesati tutti i singoli componenti prima di effettuare la laminazione per confrontarli con le stime numeriche. In Tabella 4.13 è possibile vedere tale confronto. Per il calcolo della massa effettiva dell'adesivo strutturale si è partiti dalla misurazione del nastro completo, sottraendo volta per

volta gli scarti che venivano estratti durante la lavorazione.

Tabella 4.13.: Confronto masse componenti pala numerica - 2<sup>a</sup> pala sperimentale

	Massa Numerica [kg]	Massa Sperimentale [kg]
Bicchiere radice	$69.1 \cdot 10^{-3}$	$69.1 \cdot 10^{-3}$
Rohacell	$22.2 \cdot 10^{-3}$	$21 \cdot 10^{-3}$
Carbonio	$51.7 \cdot 10^{-3}$	$50.8 \cdot 10^{-3}$
Adesivo	$28 \cdot 10^{-3}$	$18.3 \cdot 10^{-3}$
Totale	$171 \cdot 10^{-3}$	$159.2 \cdot 10^{-3}$

Si nota come la differenza che crea la discrepanza sia essenzialmente nell'adesivo: tutto ciò si spiega col fatto che al momento dell'estrazione del pezzo si osserva un grosso eccesso di resina che viene spinto al di fuori della zona utile dello stampo, probabilmente dovuto alle forze di pressione che si generano alla chiusura. Questi scarti, visibili in Figura 4.19, hanno un'entità importante e precisamente pari a 13.2 g. Ecco quindi spiegato il motivo della differenza così marcata tra il peso della pala sperimentale e quello della pala numerica.

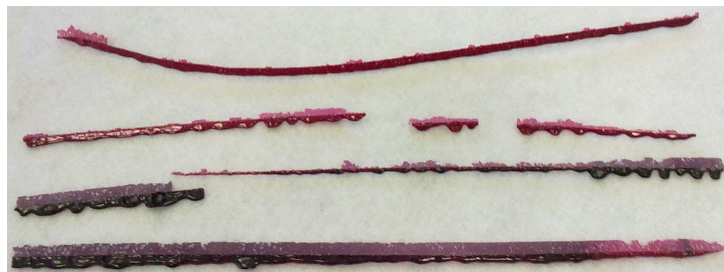


Figura 4.19.: Scarti di adesivo presenti all'apertura dello stampo

Il passo successivo è stato quello di correggere il modello numerico diminuendo lo spessore dell'adesivo in proporzione alla massa di scarto; in questa maniera si è ottenuta una pala numerica con una massa pressoché corrispondente a quella reale, come visibile in Tabella 4.14. Con questo nuovo modello si è effettuato il calcolo dei modi che, come mostrato in Tabella 4.15, presentano un minor errore sulle frequenze nel raffronto con la prima pala sperimentale testata al vibrometro. Purtroppo ciò non è comunque bastato per spiegare gli errori che permangono sui modi di ritardo.

#### 4. PALA AEROELASTICA

Tabella 4.14.: Confronto massa Pala numerica corretta - pale sperimentale

	Pala Numerica Corretta	1 <sup>a</sup> Pala Sperimentale	2 <sup>a</sup> Pala Sperimentale
Massa [kg]	$161.3 \cdot 10^{-3}$	$161.4 \cdot 10^{-3}$	$158.6 \cdot 10^{-3}$
Errore [%]	-	<0.1	1.7

Tabella 4.15.: Confronto frequenze numeriche corrette - sperimentali

Modo	Freq. sperimentali [Hz]	Numerico		Numerico corretto	
		Freq. [Hz]	Err. %	Freq. [Hz]	Err. %
1° flappeggio	24.9	23.43	5.89	25.65	-3.02
1° ritardo	41.99	48.34	-15.13	51.43	-22.49
2° flappeggio	56.56	55.18	2.44	59.01	-4.32
3° flappeggio	125	113.29	9.37	121.3	2.96
2° ritardo	146.7	157.32	-7.24	167.15	-13.94
1° torsione	193.7	178.05	8.08	184.45	4.77

#### 4.3.2 Prova di eccitazione impulsiva con martelletto

La prova con il martelletto è stata svolta per avere un'ulteriore conferma sulle frequenze di ritardo. La configurazione di vincolo della pala è la medesima della prova con il vibrometro; in questo caso però si è fissato l'accelerometro in direzione del ritardo, per avere la lettura del modo. In Tabella 4.16 si confrontano i risultati ottenuti con questa prova e con il vibrometro. Si può osservare come le frequenze aumentino leggermente di valore, riducendo così l'errore che si commette col modello numerico che, tuttavia, resta elevato.

Tabella 4.16.: Confronto frequenze sperimentali da vibrometro e martelletto

Modo	Freq. sperimentali [Hz]		Freq. [Hz]	Numerico corretto	
	vibrometro	martello		Err. % vibrometro	Err. % martello
1° ritardo	41.99	43.85	51.43	-22.49	-17.29
2° ritardo	146.7	150.78	167.15	-13.94	-10.859

Al momento della consegna di questa tesi, si è in attesa dei risultati di identificazione modale sulla seconda pala realizzata, che serviranno per verificare l'effettiva ripetibilità del pezzo.

## INSERIMENTO FIBRE OTTICHE

---

*In questo capitolo si descrive la realizzazione di 2 provini simili a quelli del Capitolo 3, con la differenza che, al loro interno, possiedono delle fibre ottiche.*

---

UNO dei principali problemi delle pale aeroelastiche del modello da galleria del vento è sicuramente l'esiguo peso: questa caratteristica contrasta con la necessità di avere un certo numero di sensori di qualsiasi tipo sulla pala. Una delle possibili soluzioni sono le fibre ottiche. Nel contesto di una collaborazione con l'università Sud Coreana di Kangwon, si è sperimentata la possibilità di inglobare sensori a fibra ottica in fase di laminazione del pezzo.

### 5.1 LAMINAZIONE DEL PROVINO

Prima di effettuare la realizzazione di pale aeroelastiche con all'interno dei sensori a fibra ottica, si è deciso di realizzare 2 provini, per verificarne l'effettiva fattibilità. Ovviamente, ciò non è stato fatto direttamente sulla pala per motivi di carattere pratico-economico, volendo prendere confidenza con i sensori e con la manipolazione delle fibre.

I motivi che spingono sulla strada delle fibre ottiche sono essenzialmente 3:

- intrusività aerodinamica nulla
- intrusività strutturale molto bassa
- inglobabilità ottima, dato l'inserimento in fase di laminazione

Entrambi i provini che si vanno a presentare, sono stati realizzati ricalcando la laminazione descritta al al Paragrafo 3.1. La differenza, oltre al fatto dell'inserimento delle fibre, sta nella lunghezza: in questo caso i provini sono lunghi 39 mm; ciò è stato necessario per preservare le fibre ottiche da possibili traumi, in zona di uscita dallo stampo, legati alla chiusura manuale.

## 5. INSERIMENTO FIBRE OTTICHE

### 5.1.1 *Provino 1*

In questo primo provino si sono inserite le fibre spedite dall'università Sud Coreana. Si Avevano a disposizione 2 fibre, con 1 sensore su ciascuna di esse. La posizione dei sensori, 1 sul ventre e 1 sul dorso del provino, viene riasunta in Tabella 5.1.

Tabella 5.1.: Posizione dei sensori a fibra ottica nel provino 1

Posizione in corda [mm]	16
Posizione in apertura [mm]	195

Dopo aver posato le strisce di carbonio sullo stampo e, dopo aver tracciato gli opportuni riferimenti sullo stampo, si sono posizionate le fibre ottiche affrancandole con della colla bicomponente alle estremità. Le fibre, in questa prima realizzazione, attraversano il provino per tutta la sua lunghezza. In Figura 5.1 si mostra quanto appena descritto.

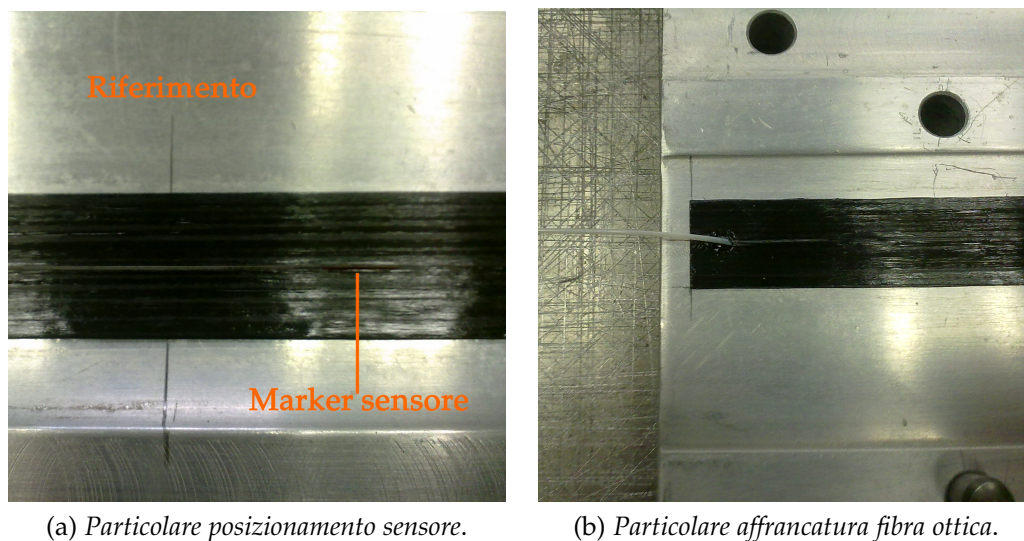


Figura 5.1.: Fasi di laminazione provino 1 con fibre ottiche

Compiuta questa fase, si è inserito lo riempitivo di Rohacell avvolto con l'adesivo AF163-2 e si è posata della plastilina a protezione dell'uscita della fibra ottica dallo stampo. Il ciclo di polimerizzazione è stato effettuato in forno. In Figura 5.2 si mostra il provino realizzato con le fibre ottiche passanti da parte a parte, mentre in Figura 5.3 è evidenziato il particolare della plastilina a protezione della fibra in uscita.



Figura 5.2.: Provino 1 con fibre ottiche passanti

Per completezza, si è verificato il corretto funzionamento dei sensori a fibra ottica. Le fibre sono state munite di connettori e, tramite la strumentazione presente in dipartimento, si è verificato il corretto passaggio del segnale luminoso. A titolo esemplificativo, in Figura 5.4 si mostra l'acquisizione del segnale luminoso in uscita dalle fibre ottiche, con il picco in corrispondenza della lunghezza d'onda della fibra.

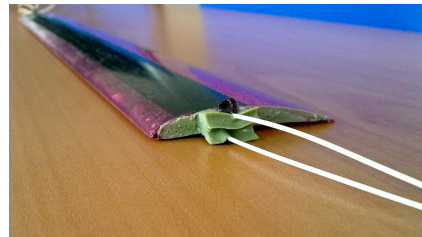


Figura 5.3.: Particolare plastilina di protezione - provino 1

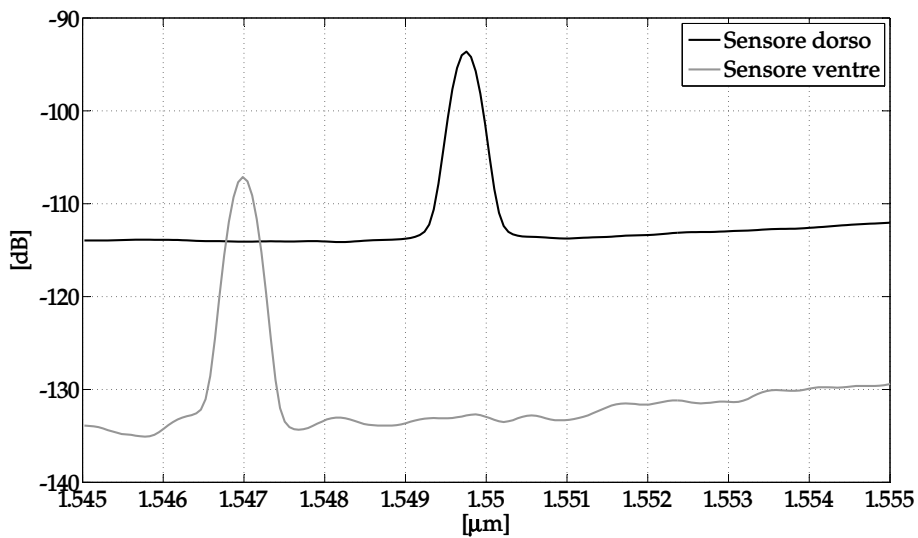


Figura 5.4.: Verifica del corretto funzionamento delle fibre ottiche - Provino 1

## 5. INSERIMENTO FIBRE OTTICHE

### 5.1.2 *Provino 2*

Il secondo provino provvisto di fibre ottiche, è identico al primo per quel che riguarda i componenti; diversa è invece la disposizione delle fibre ottiche: in questo caso, infatti, entrambe le fibre del dorso e del ventre entrano ed escono dalla stessa estremità del provino. Ciò è stato fatto perchè questa configurazione di ingresso/uscita sarà quella da privilegiare nella pala aeroelastica finale munita di sensori, di modo da avere tutti i connettori in zona mozzo, facilitando così le connessioni.

Il procedimento di realizzazione è lo stesso del Provino 1; è interessante però mostrare nella Figura 5.5 la curva imposta alla fibra in fase di laminazione e il fissaggio del ramo di ingresso e di uscita della fibra alla striscia di carbonio. Anche in questo caso si è utilizzata la plastilina a protezione della fibra. In Figura 5.6 si mostra il provino ottenuto con in evidenza il particolare della curva della fibra ottica e la plastilina di protezione.

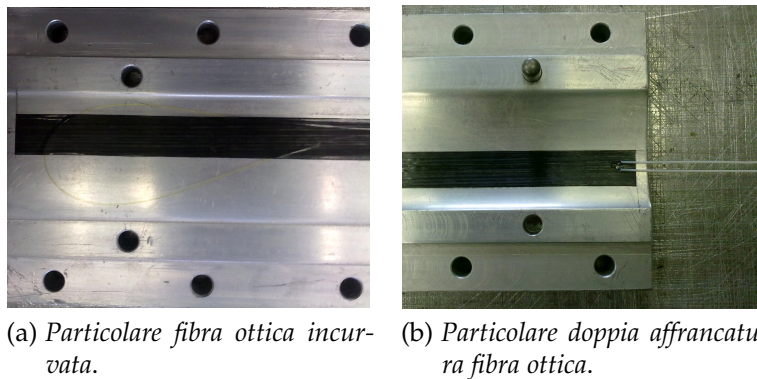


Figura 5.5.: Fasi di laminazione provino 2 con fibre ottiche

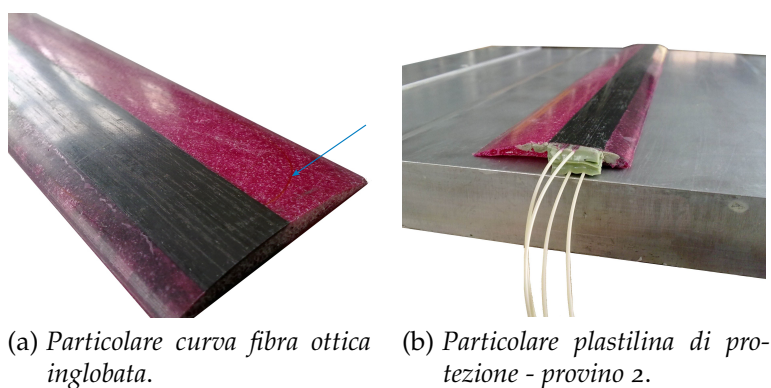


Figura 5.6.: Provino 2 con fibre ottiche



## 5.2 VERIFICA STATICA DEI SENSORI

Una volta costruiti i 2 provini muniti di sensori a fibra ottica si sono spediti alla Kangwon National University, presso il dipartimento di Ingegneria Meccanica e Meccatronica dove sono state effettuate alcune prove di verifica statica dei sensori. Di seguito si mostra un estratto dei risultati ottenuti dai sudcoreani. In figura 5.7 si possono osservare gli spettri dei due sensori inseriti nel Provino 2; è la stessa verifica che è stata svolta nei laboratori dipartimentali di Ingegneria Aerospaziale e mostrati in Figura 5.4.

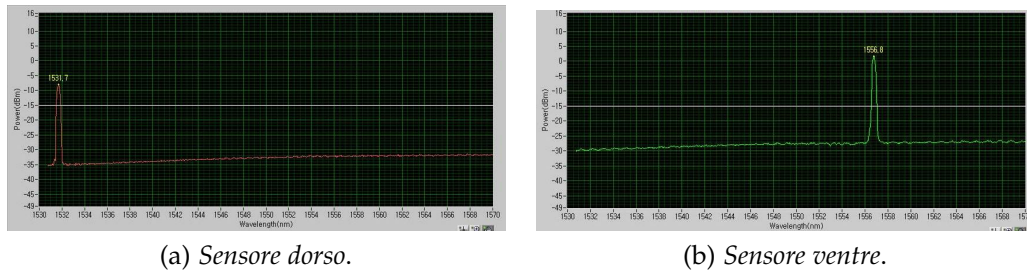


Figura 5.7.: Verifica del corretto funzionamento delle fibre ottiche - Provino 2

La prova predisposta dai sudcoreani, visibile in Figura 5.8 e 5.9, consiste nel fissare un'estremità del provino 2 a una base, mentre l'altra estremità viene caricata staticamente tramite un'apposita sella di carico predisposta; aumentando gradualmente il carico è possibile verificare il funzionamento lineare del sensore.

Sono stati effettuati diversi test, tutti con le stesse modalità di prova. Quello che risulta evidente dai grafici di interpolazione delle misure effettuate, mostrati nelle Figure 5.10 e 5.11, è che il sensore ventrale ha effettivamente un comportamento lineare, mentre quello dorsale, seppur minimamente, possiede comportamento non lineare. Data l'entità dell'errore di non linearità, visibile in Tabella<sup>1</sup> 5.2, si può concludere che si ha una buona lettura sul segnale in uscita dai sensori FBG che, funzionando in maniera pressochè corretta, possono essere inseriti in una pala aeroelastica vera e propria.

<sup>1</sup> Come indice di non linearità si utilizza il parametro R-square, definito come

$$R^2 = \frac{\sigma_{\hat{y}}^2}{\sigma_y^2} = \frac{\sum_i (y_i - \mu_y)^2}{\sum_i (\hat{y}_i - \mu_y)^2}$$

ovvero il rapporto tra la varianza reale e la varianza interpolata.

## 5. INSERIMENTO FIBRE OTTICHE

Tabella 5.2.: Valori di R-square per l'interpolazione delle misure effettuate sul provino 2

	Sensore dorsale	Sensore ventrale
test 1	0.98	0.9996
test 2	0.9927	1

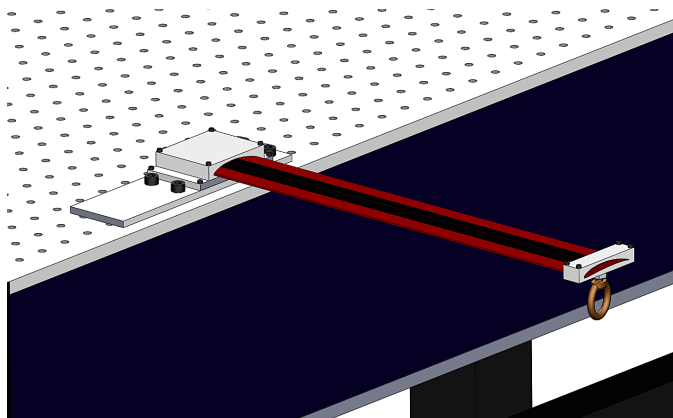


Figura 5.8.: Configurazione virtuale delle prove statiche per i provini con sensori FBG

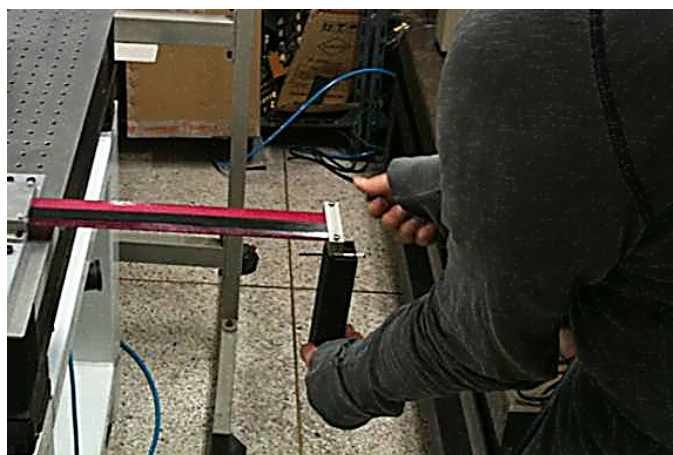


Figura 5.9.: Configurazione reale delle prove statiche per i provini con sensori FBG

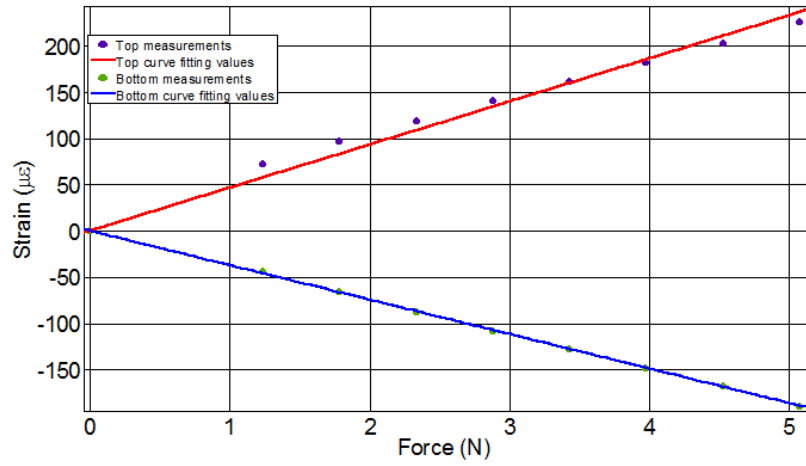


Figura 5.10.: Curve di interpolazione Provino 2 - test 1

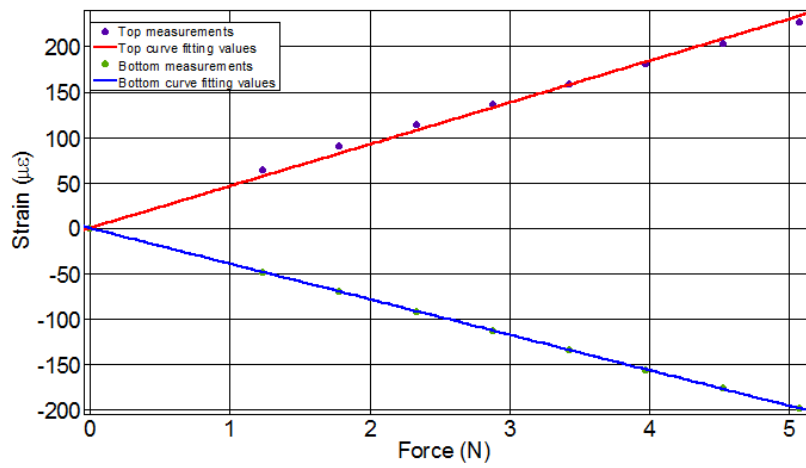


Figura 5.11.: Curve di interpolazione Provino 2 - test 2



## CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

---

LA tecnologia messa a punto per la realizzazione di pale eoliche aeroelastiche in composito da galleria del vento, basata sull'utilizzo di software a Elementi Finiti e Multi Corpo per la progettazione delle sequenze di laminazione, ha portato a risultati soddisfacenti garantendo una buona correlazione numerico-sperimentale.

Nel caso del semplice provino, gli errori sulle frequenze si assestano al di sotto del 5%.

Nel caso della Pala reale, il risultato è buono solo nel caso di flappeggio e torsione in cui gli errori sono sotto il 5%; ciò non vale per i 2 modi di ritardo, che presentano errori dell'ordine della decina di punti percentuali; non è stata tutt'ora trovata una spiegazione a tale problematica.

Dalle varie laminazioni effettuate, si evince che i manufatti presentano un livello di difficoltà nella realizzazione manuale abbastanza basso, nonostante si debba trovare rimedio alla formazione di ingenti scarti di Adesivo a seguito della chiusura dello stampo. A questo proposito è in fase di progettazione uno stampo con una configurazione di chiusura diversa e composto da 3 gusci, in modo da poter limitare al minimo le operazioni di limatura dei bordi di attacco e di uscita delle pale.

Si è inoltre individuato un film adesivo strutturale con caratteristiche di massa più conformi al progetto della pala aeroelastica, ovvero più sottile e, quindi, più leggero e meno intrusivo sulle rigidità delle sezioni.

I provini che si sono realizzati con all'interno sensori a fibra ottica hanno dimostrato la fattibilità di inserimento di quest'ultimi anche in una futura pala aeroelastica.

Nel contesto di una realizzazione di una Pala Aeroelastica in composita che rispecchi perfettamente le prime 3 frequenze scalate delle pale dell'aerogeneratore Vestas V90, il progetto prevede diverse possibilità di sviluppo:

- Investigazione sui motivi della non buona correlazione sui modi di ritardo;
- Modifica delle routine di ottimizzazione numerica lasciando all'ottimizzatore libertà di agire su posizione in corda degli spar caps in carbonio e dell'orientazione delle fibre;

## 6. CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

- Riprogettazione dello stampo per facilitare le fasi di laminazione e minimizzare le perdite di resina dovute alle elevate pressioni in fase di chiusura;
- Progetto del posizionamento e inserimento di sensori a fibra ottica all'interno delle pale, per avere possibilità di lettura delle deformazioni effettivamente subite dalle pale stesse in fase di prova in galleria del vento.

## CARATTERIZZAZIONE DEI MATERIALI

---

I materiali rivestono un ruolo primario in questo progetto. L'obiettivo è la realizzazione di modelli di pale aeroelastiche, pertanto la distribuzione di massa e di rigidità assume un'importanza cruciale; tramite l'utilizzo dei materiali compositi si è cercato un perfetto connubio tra i due, tenendo presente anche il fattore manuale di realizzabilità.

### A.1 CARBONIO UNIDIREZIONALE

Tra tutti i materiali che compongono la pala, l'elemento che partecipa maggiormente alla raggiungimento della rigidità voluta è senz'altro il carbonio. Per la laminazione del carbonio, vengono utilizzate delle strisce di fibre di carbonio unidirezionale pre-impregnato. Per la caratterizzazione delle proprietà meccaniche si è fatto riferimento alla normativa [12], eseguendo pertanto delle prove di trazione monoassiale su diversi provini di riferimento, in particolare:

- n° 3 provini con fibre orientate a 0°
- n° 3 provini con fibre orientate a 45°
- n° 2 provini con fibre orientate a 90°

Dalle prove sui primi si sono ricavati i valori del modulo di Young  $E_{11}$  e del coefficiente di Poisson  $\nu_{21}$ ; dai secondi si è ricavato il valore del Modulo di elasticità tangenziale  $G$ ; dagli ultimi si è ricavato il modulo  $E_{22}$ . Per il coefficiente  $\nu_{12}$  si è utilizzata la relazione seguente, che lega i moduli di Young e i coefficienti di Poisson per i materiali ortotropi.

$$\frac{\nu_{12}}{\nu_{21}} = \frac{E_{11}}{E_{22}} \quad (\text{A.1})$$

## A. CARATTERIZZAZIONE DEI MATERIALI

### A.1.1 *Provini con fibre a 0°*

In Figura A.2 si mostrano i risultati sperimentali ottenuti nelle prove di trazione sui 3 provini con le fibre orientate a 0°. La normativa prescrive di calcolare il modulo E dalla pendenza della retta congiungente i punti a 2000 e 6000 microstrain, indicati con un pallino in figura; per il coefficiente di poisson si utilizza un valore di regime, come mostrato in Figura A.3. In Tabella A.1 si riportano i dati ricavati e il relativo valore medio. In Figura A.1 si possono osservare i 3 provini portati a rottura durante la prova.



Figura A.1.: Provini fibra di carbonio a 0° portati a rottura

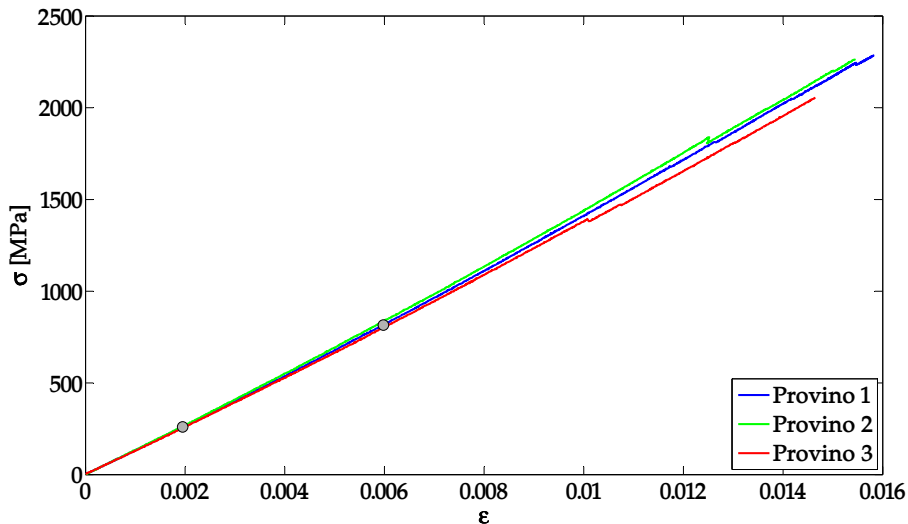


Figura A.2.: Curve  $\sigma - \epsilon$  per i provini in fibra di carbonio - orientazione 0°

Tabella A.1.: Risultati prova di trazione per provini in fibra di carbonio a 0°

	Provino 1	Provino 2	Provino 3	Valore medio
$E_{11}$ [MPa]	146812	148154	140392	145120
$\nu_{21}$ []	0.28	0.28	0.29	0.28



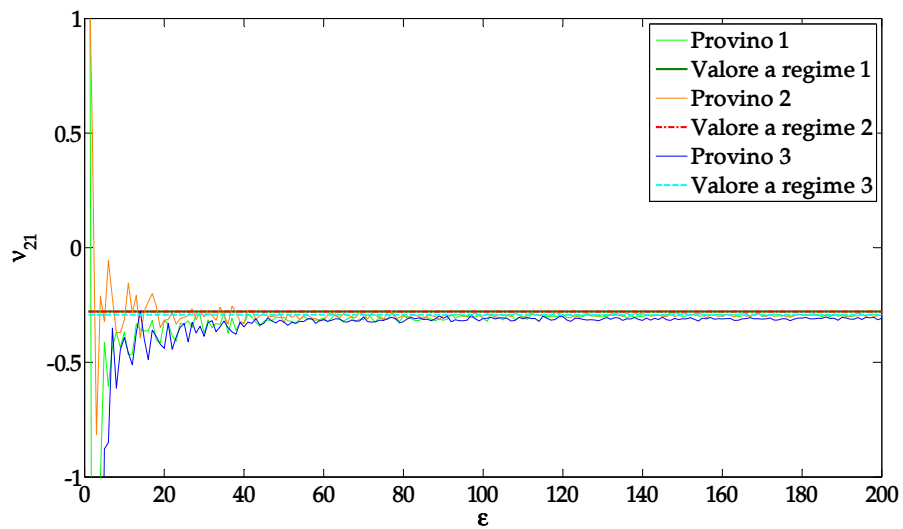


Figura A.3.: Curve  $\nu_{21} - \epsilon$  per i provini in fibra di carbonio - orientazione  $0^\circ$

A.1.2 *Provini con fibre a  $45^\circ$*

Anche in questo caso le prove sono state effettuate su 3 campioni di laminato a  $45^\circ$ . Come risultato si è ricavato il modulo di elasticità tangenziale  $G$ , calcolato secondo normativa, come pendenza della retta congiungente i punti a 2000 e 6000 microstrain. In Figura A.5 si mostrano gli andamenti sperimentali con i punti di riferimento per la valutazione di  $G$ . I valori ottenuti sono riportati in Tabella A.2. Nella Figura A.4 si può osservare la tipica rottura per scorrimento delle fibre sottoposte a carico di trazione a  $45^\circ$ .

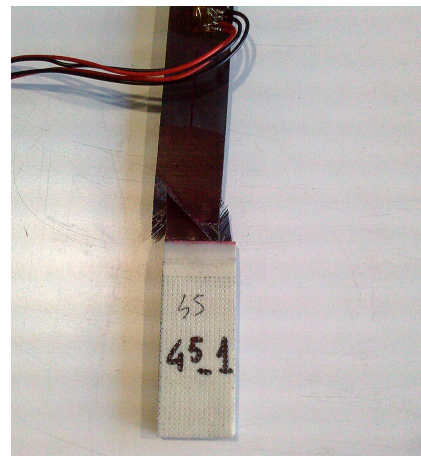


Figura A.4.: Provino fibra di carbonio a  $45^\circ$  portato a rottura

Tabella A.2.: Risultati prova di trazione per provini in fibra di carbonio a  $45^\circ$

	Provino 1	Provino 2	Provino 3	Valore medio
$G$ [MPa]	12547	12661	13196	12801

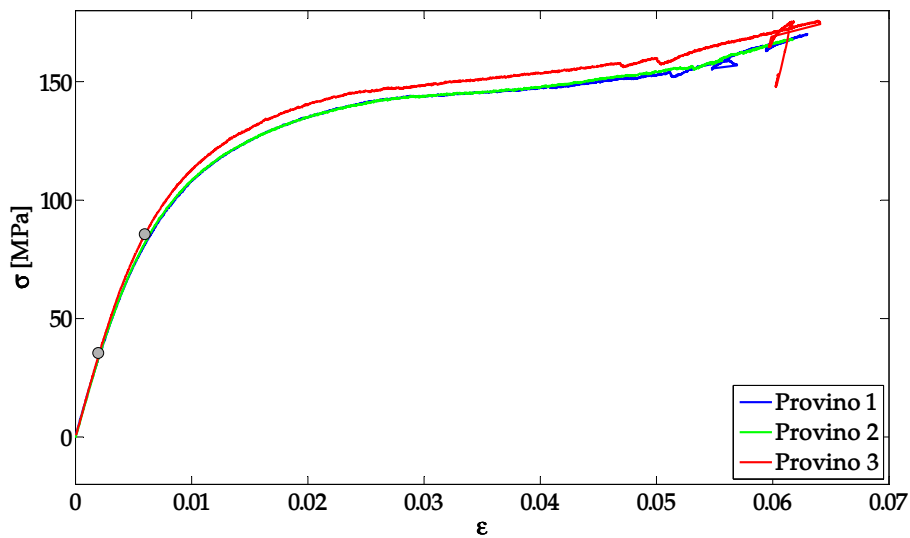


Figura A.5.: Curve  $\sigma - \epsilon$  per i provini in fibra di carbonio - orientazione  $45^\circ$

### A.1.3 *Provini con fibre a $90^\circ$*

Per le prove di trazione su provini a  $90^\circ$  si avevano a disposizione solo 2 provini, essendosene rotto uno in fase di tallonatura. Da queste prove si è ricavato il modulo di Young  $E_{22}$  dal quale, utilizzando la relazione A.1, si è risalito al coefficiente di Poisson  $\nu_{12}$ . I valori numerici calcolati sono riportati nella Tabella A.3.

Tabella A.3.: Risultati prova di trazione per provini in fibra di carbonio a  $90^\circ$

	Provino 1	Provino 2	Valore medio
$E_{22}$ [MPa]	9725	9449	9587
$\nu_{12}$ []	0.0189	0.0184	0.0187

A.2 SCOTCH Weld™ STRUCTURAL ADHESIVE FILM AF 163-2

L'adesivo strutturale AF163-2 non viene utilizzato come collante, bensì come film di resina che, posata esternamente al Rohacell, conferisce alla pala una superficie liscia ed aerodinamica; risulta quindi essere di particolare importanza la valutazione corretta delle sue caratteristiche meccaniche. Seguendo quanto prescritto dalla normativa [12], si sono realizzati 3 provini, mostrati in Figura A.6, con le caratteristiche geometriche richieste, da sottoporre a prova di trazione senza arrivare a rottura, essendo interessati solamente ai moduli di elasticità. Ciò ha portato all'elaborazione dei grafici mostrati nelle Figure A.7 e A.8, dai cui si sono estratti i valori riportati nella Tabella A.4.

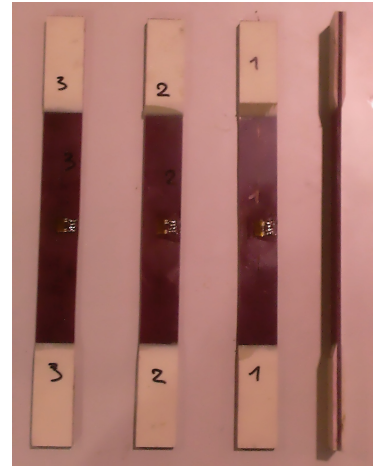


Figura A.6.: Provini realizzati in Adesivo strutturale AF163-2

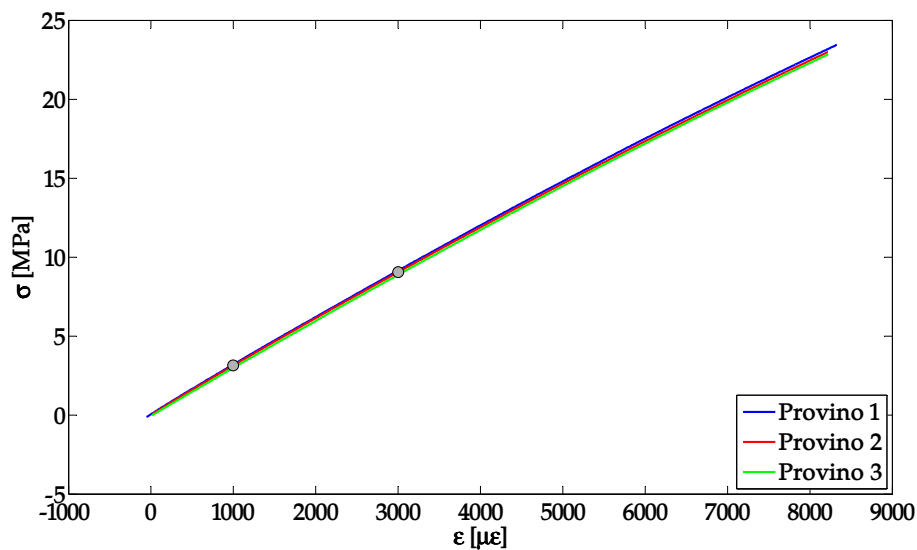


Figura A.7.: Curve  $\sigma - \epsilon$  per i provini in Adesivo AF163-2

A.3 EVONIK DEGUSSA ROHACELL® 51

Il Rohacell è una schiuma strutturale a celle chiuse a base di PMI (polymethacrylimide) usato per varie applicazioni aeronautiche e spaziali. Essendo una schiuma, risulta essere molto leggero ma, a differenza della maggior parte dei foam, possiede ottime doti

Tabella A.4.: Risultati prova di trazione per provini in Adesivo AF163-2

	Provino 1	Provino 2	Provino 3	Valore medio
$E$ [MPa]	2906	2881	2875	2887
$\nu$ [MPa]	0.40	0.41	0.42	0.41
$G$ [MPa]	1038	1022	1012	1024

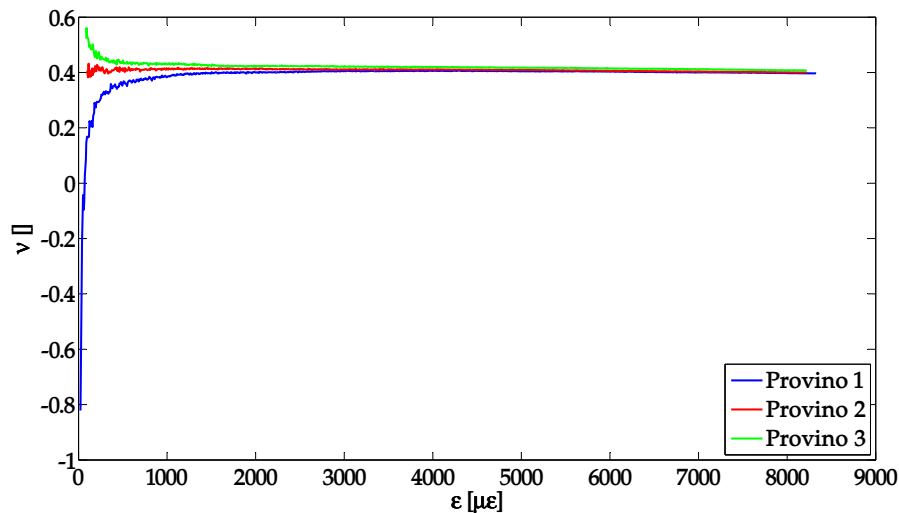


Figura A.8.: Modulo di Poisson per i provini in Adesivo AF163-2

di resistenza meccanica alle alte temperatura; proprio quest'ultima caratteristica ha fatto sì che sia largamente impiegato come riempitivo nella realizzazione delle pale aeroelastiche da galleria del vento. La laminazione del Carbonio e del film di resina, usato come lisciante esterno, avviene infatti alla temperatura di  $130^\circ$  e quindi i normali foam risultano inutilizzabili, in quanto la loro temperatura limite si aggira intorno ai  $75^\circ$ ; il Rohacell, invece, resiste bene fino ai  $180^\circ$ .

La caratterizzazione del materiale non può essere eseguita con una normale prova di trazione, quindi si è passati attraverso delle prove dinamo meccaniche eseguite in laboratorio. Al fine di ottenere una buona laminazione sia delle pelli di carbonio, sia del film di resina, è necessario sovradimensionare il riempitivo di rohacell (vd. Paragrafo 3.2), ovvero realizzare una preforma che sia in eccesso rispetto al volume effettivo dello stampo.

In questo modo, chiudendo lo stampo, la pressione dovuta allo schiacciamento del rohacell migliorerà l'adesione tra i diversi materiali di impiego. Questo processo va logicamente ad alterare quelle che sono le caratteristiche del materiale, ovvero deformando in maniera sensibile le celle base della schiuma e, di conseguenza, anche i vari moduli di elasticità.

Al fine di prevedere in fase di progettazione quali sono le caratteristiche del rohacell che si andrà ad impiegare si sono ricavati dei provini identici come dimensioni, ma di densità differenti, da sottoporre alle prove dinamo-meccaniche, in maniera tale da poter estrarre un modello che legasse i moduli di elasticità  $E$  e  $G$  alla densità effettiva del Rohacell. Si sono sottoposti alla prova 3 provini per ricavare il modulo  $E$  a 3 differenti densità, e 3 provini per ricavare il modulo  $G$  alle medesime 3 densità, Figura A.11.

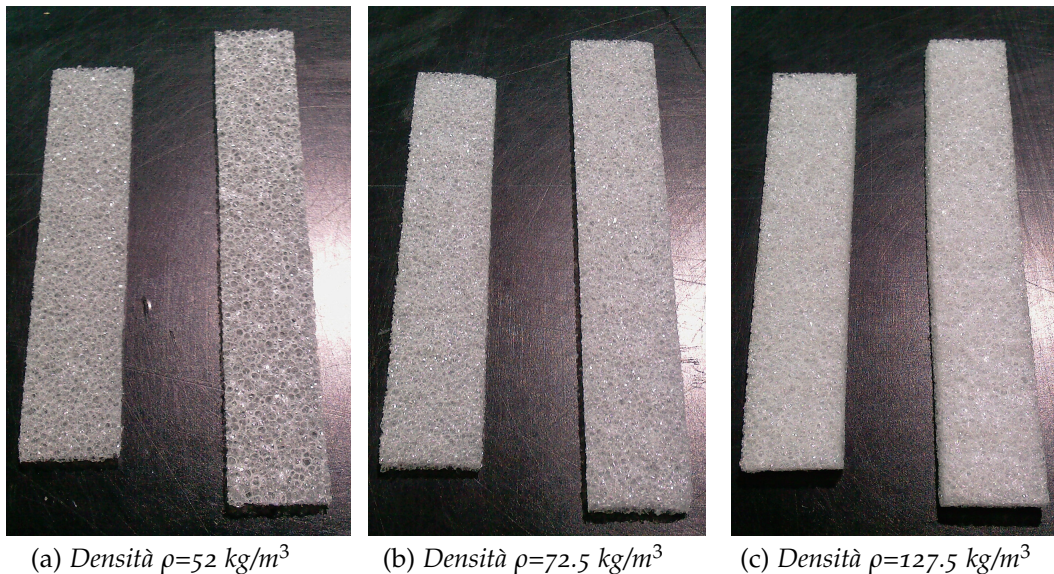


Figura A.9.: Provini realizzati in Rohacell alle 3 differenti densità

Le 3 densità scelte sono l'effettiva densità del Rohacell 51 ( $52 \text{ kg/m}^3$ ) più altre due densità, ottenute per compressione dalla prima, e ritagliate in provini ( $72.5$  e  $127.5 \text{ kg/m}^3$ ). Dalle prove dinamo-meccaniche si estraggono i valori dei moduli di elasticità a diverse temperature, consentendo così di ricavarne l'andamento in funzione della temperatura di utilizzo. Nella Figura 2.3-2 si mostrano gli andamenti ottenuti per le 3 diverse densità e le relative curve interpolanti. A partire da questi dati è stato possibile ricavare un legame sperimentale tra la densità del Rohacell e i valori di  $E$  e  $G$  per diverse temperature come mostrato in Figura 2.3-3.

A. CARATTERIZZAZIONE DEI MATERIALI

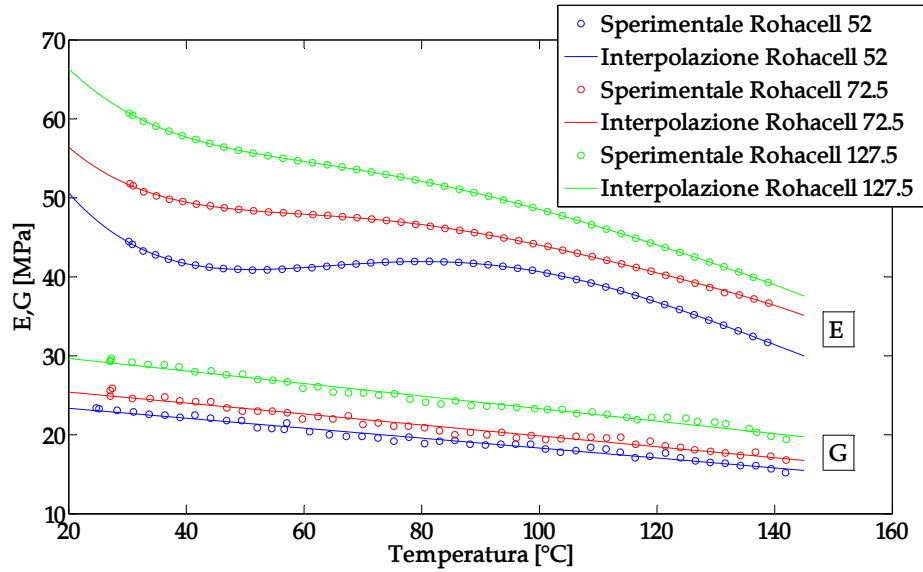


Figura A.10.: Curve sperimentali Temperatura -  $E, G$  per Rohacell a diverse densità

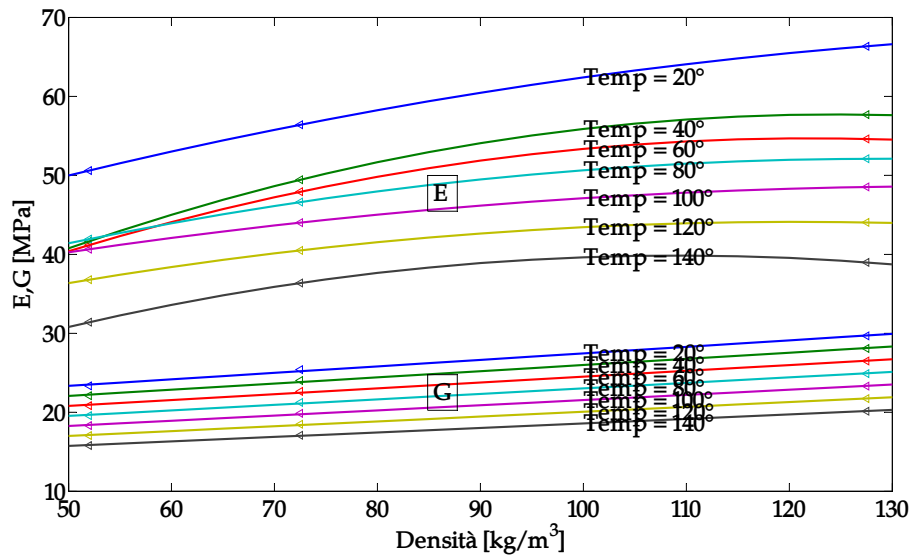


Figura A.11.: Curve di interpolazione dei dati sperimentali Densità -  $E, G$  per Rohacell a diverse temperature

Utilizzando queste curve sperimentali si sono ricavati i moduli di Elasticità  $E$  e  $G$  per il Rohacell inserito, sia nei provini, sia nelle pale vere e proprie; infatti, entrando nel grafico soprastante con la densità voluta, si ottengono immediatamente i valori dei moduli  $E$  e  $G$  desiderati.

## BIBLIOGRAFIA

---

- [1] Filippo Campagnolo. Preliminary study for the realization of wind tunnel aero-elastic model of a megawatt-size wind turbine. Master's thesis, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Milano, 2008. (Citato a pagina 2.)
- [2] Stefano Calovi. Progetto preliminare di un modello aeroelastico di aerogeneratore di taglia multi-mw per galleria del vento. Master's thesis, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Milano, 2009. (Citato a pagina 2.)
- [3] F. Campagnolo C.L. Bottasso. Wt2: the wind turbine in a wind tunnel - progress update. *Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Milano*, Spring 2010. (Citato alle pagine 2 e 35.)
- [4] A. Croce C.L. Bottasso, F. Campagnolo. Computational procedures for the multi-disciplinary constrained optimization of wind turbines. *Scientific Report DIA-SR 10-02*. (Citato a pagina 3.)
- [5] Inderjit Chopra Andreas P. F. Bernhard. Hover test of a mach-scale rotor model with active blade tips. *Journal of the american helicopter society*, October 2002. (Citato a pagina 8.)
- [6] Inderjit Chopra Andreas Bernhard Jinsong Bao, V. Nagaraj. Wind tunnel test of five sets of mach scale composite tailored rotor with flap-bending/torsion couplings for vibration reduction. *Journal of the american helicopter society*, July 2008. (Citato a pagina 8.)
- [7] Victor Giurgiutiu. Review of smart-materials actuation solutions for aeroelastic and vibration control. *Journal of intelligent material systems and structures*, July 2000. (Citato a pagina 9.)
- [8] Nixon M.W. Hodges, R.V. and L.W. Rehfield. Comparison of composite rotor blade models: Beam analysis and an msc nastran shell element model. Technical Memorandum 89024, NASA, 1987. (Citato a pagina 10.)
- [9] P. Mantegazza G. Ghiringhelli V. Giavotto, M. Borri. Anisotropic beam theory and applications. *Computers & Structures*, 1983. (Citato a pagina 11.)
- [10] Rohacell® IG/IG-F, product information. (Citato a pagina 25.)

## BIBLIOGRAFIA

- [11] *Scotch – Weld<sup>TM</sup> Structural Adhesive Film AF163-2: Technical Datasheet.* (Citato a pagina 25.)
- [12] *ASTM D3039: Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials.* (Citato alle pagine 65 e 69.)
- [13] Raymond L. Bisplinghoff, Holt Ashley, and Robert L. Halfman. *Aeroelasticity.* Dover Publications Inc., 1955.
- [14] HOWARD C. CURTISS Jr. EARL H. DOWELL, EDWARD F. CRAWLEY. *A Modern Course in Aeroelasticity.* KLUWER ACADEMIC PUBLISHERS, 1995.
- [15] C. E Beards. *Structural Vibration: Analysis and Damping.* Arnold, 1996.
- [16] Dayton A. Griffin. *Blade System Design Studies Volume II: Preliminary Blade Designs and Recommended Test Matrix.*
- [17] Matweb. [www.matweb.com](http://www.matweb.com).
- [18] Matlab. <http://www.mathworks.com/products/matlab/>.
- [19] 3M. [http://solutions.3mitalia.it/wps/portal/3M/it\\_IT/EU2/Country/](http://solutions.3mitalia.it/wps/portal/3M/it_IT/EU2/Country/).
- [20] Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale Politecnico di Milano. *manuale ANBA.*
- [21] Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale Politecnico di Milano. *WASP, Wind-Turbine Aeroelastic Simulation Procedures. User's Manual, ver 3.0.*