

POLITECNICO DI TORINO

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA MECCANICA E
AEROSPAZIALE

TESI DI LAUREA MAGISTRALE

Studio di una configurazione di sensori ottici per monitoraggio strutturale e applicazioni prognostiche



Relatore:

Prof. Paolo Maggiore

Autore:

Dott. Emanuele Frediani
253597

Correlatori:

Ing. Matteo Dalla
Vedova
Ing. Pier Carlo Berri

Dicembre 2020

Sommario

L'obiettivo della mia tesi consiste nel predisporre la miglior configurazione sensoristica a fini di prognostica, per un sistema di monitoraggio strutturale real-time, costituito da fibre ottiche e sensori a reticolo di Bragg (*fiber Bragg grating - FBG*). Il sistema sarà equipaggiato sul prototipo **RA** del **team ICARUS Polito**: un UAV a pannelli solari che si presta benissimo alla sperimentazione e che, per le sue caratteristiche, può sfruttare al massimo le potenzialità del sistema. A livello generale, gli studi e i calcoli portati avanti in questa tesi sono volti a presentare un metodo di ottimizzazione replicabile su progetti a scale maggiori, dove gli effetti di una buona architettura del sistema assumono una portata davvero importante. Con questo tipo di sistema a fibre ottiche, facilmente integrabile, si può sviluppare una *struttura intelligente* in grado di fornire dati in tempo reale sul proprio stato di deformazione. Questi dati possono essere usati per valutare l'integrità della struttura stessa, o svolgere funzioni di monitoraggio indiretto su altri sistemi.

La configurazione dei sensori, in termini di numero e posizioni, determina la sensibilità, l'affidabilità, il costo, e la capacità di raccogliere dati rilevanti dell'intero sistema.

Verrà dunque illustrato il processo che porta alla scelta del numero e del posizionamento dei sensori FBG da integrare nella struttura alare del prototipo. Lo svolgimento del lavoro di tesi includerà l'utilizzo del software **Siemens Star ccm+** per la determinazione dei carichi aerodinamici agenti sull'ala, il pacchetto **Altair HyperWorks** per il calcolo delle sue deformazioni, e infine il software **Matlab** per il trattamento dei risultati dell'analisi strutturale e la definizione della configurazione finale dei sensori ottici FBG.

L'installazione sul prototipo e i test del sistema non verranno effettuati nell'ambito della mia tesi, ma, compatibilmente con l'evoluzione del progetto RA, i risultati di questo lavoro saranno disponibili e applicabili in sviluppi futuri.

Abstract

The main goal of this thesis consists of finding the best sensor configuration, with prognostic purpose, for a real-time structure monitoring system, provided with optical fibers and *fiber Bragg grating sensors (FBG)*. The system will equip **ICARUS Polito's** prototype, **RA**: a solar-powered UAV, which is very suitable for experimental purpose, and, for its characteristics, could benefit from all the system's potentialities. This project shows an optimization method, which can be replicated on bigger scales, where the effects of a good configuration are huge.

This easy-to-embed optical system allows a *smart structure* able to provide real-time data on its own strain condition. With this data, one can evaluate the structure's integrity or even fulfill indirect monitoring functions on other systems.

Sensors configuration, in terms of number and positions, heavily affects reliability, sensibility, costs, and relevance of data for the entire system. It will be therefore illustrated the process which leads to the configuration choice on the prototype's wing. To develop the project I employed **Siemens Star ccm+** software, for aerodynamics loads calculation, **Altair Hyperworks** package, for structural analysis, and the software **Matlab**, to post-process FEM results and evaluate the best configuration.

In this thesis work, I will not install the system on-board, and I will not test it. However, in accord with RA project evolutions, Team ICARUS will adopt the solution in further development

Indice

1	Struttura della tesi	15
2	Introduzione	17
2.1	Considerazioni iniziali	17
2.2	Obbiettivi della tesi	19
3	Team ICARUS e progetto RA	21
3.1	Presentazione team	21
3.2	Descrizione prototipo	22
3.2.1	Caratteristiche generali	24
3.2.2	Ala - Aerodinamica e geometria esterna	24
3.2.3	Ala - Struttura e geometria interna	25
3.2.4	Superfici mobili	27
4	Sistema sensoristico	29
4.1	Fibre ottiche	29
4.1.1	Principio di funzionamento	30
4.1.2	Attenuazione del segnale	31
4.2	Sensori FBG (fiber Bragg grating)	32
4.2.1	Principio di funzionamento	32
4.2.2	Relazione fra deformazione, temperatura e variazione della lunghezza d'onda	34
4.2.3	Confronto con strain gauges	35
4.2.4	Tecniche di realizzazione	36
4.2.5	Compensazione effetto della temperatura	37
4.3	Sistema di acquisizione	40
4.3.1	Interrogatore ottico	42
4.3.2	Altri sottosistemi e set-up globale	43
5	Condizioni di volo	45
5.1	Condizioni ambiente e angolo di attacco	45

5.2	Deflessione delle superfici mobili	46
5.3	Selezione condizioni di volo	47
6	Carichi aerodinamici	51
6.1	Caratteristiche del modello CFD	52
6.1.1	Geometria	52
6.1.2	Mesh	52
6.1.3	Fisica e condizioni al contorno	54
6.2	Assunzioni e limiti del modello	55
6.3	Input e output dell'analisi CFD	56
7	Risposta elastica	59
7.1	Caratteristiche modello FEM	60
7.1.1	Geometria	60
7.1.2	Suddivisione in elementi finiti	61
7.1.3	Materiali	62
7.1.4	Criterio risolutivo	64
7.2	Carichi applicati	65
7.2.1	Vincoli	66
7.2.2	Carichi aerodinamici	67
7.2.3	Carichi di massa	69
7.3	Ipotesi, assunzioni, e limiti del modello	70
7.3.1	Semplificazioni della geometria	70
7.3.2	Imprecisioni relative ai materiali	71
7.3.3	Altre imprecisioni e limiti del modello	72
7.4	Risultati, post-processing e output	73
8	Configurazione sensori	77
8.1	Vincoli e requisiti	77
8.2	Codice MATLAB	79
8.2.1	Blocco di input	79
8.2.2	Blocco di acquisizione file	79
8.2.3	Inizializzazione vettori di risultati	80
8.2.4	Blocco di calcolo	81
8.2.5	Blocco di output	82
8.3	Risultati e disposizione finale	83
8.3.1	Visualizzazione risultati	83
8.3.2	Processo di selezione	85
8.3.3	Configurazione finale	92

9	Conclusioni	95
9.1	Possibili miglioramenti	96
9.2	Sviluppi futuri	97

Elenco delle figure

3.1	Render del velivolo RA	21
3.2	Modello CAD del prototipo	23
3.3	Pianta alare e quote principali	24
3.4	Profilo alare	25
3.5	Struttura alare e pacco batterie	26
3.6	Dettaglio giunzione	27
3.7	Meccanismo alettoni di ANUBI - analoghi a quelli di RA	28
4.1	Architettura generica fibra ottica [Ma and Chen, 2018]	30
4.2	Propagazione segnale nella fibra ottica	31
4.3	Perdite dovute a macro e micro piegature	32
4.4	Spettro di radiazione trasmesso da un sensore FBG [Baima, 2019]	33
4.5	Funzionamento sensori FBG [Desantis, 2019]	33
4.6	Intensità del picco riflesso in funzione della lunghezza del sensore [Tessadori, 2011]	34
4.7	Fotoincisione mediante <i>phase mask</i> [Foltran, 2012]	37
4.8	Isolamento FBG in tubo capillare passante [Song et al., 1997]	38
4.9	Isolamento FBG in un tubo capillare non passante	38
4.10	Sensore inglobato in un tubo a polimero liquido cristallino (LPC) [Corsi, 2019]	39
4.11	FBG sovrascritti	40
4.12	Layout sistema di acquisizione [Sma, 2013]	41
4.13	modulo <i>SmartScan SBI</i>	42
4.14	Sottosistemi di supporto al sistema di acquisizione	44
5.1	Deflessione alettone in funzione del raggio di virata	47
5.2	Combinazioni esaminate a 15 m/s	47
5.3	Combinazioni esaminate a 10 m/s	48
5.4	Combinazioni esaminate a 20 m/s	48
5.5	Momento di cerniera in funzione della deflessione degli alettoni, in crociera	49

5.6	Coefficiente di portanza in funzione della deflessione degli alettoni, in crociera	49
6.1	Velocità sul piano longitudinale del prototipo RA	52
6.2	Mesh poliedrica attorno al profilo alare	53
6.3	Dettagli <i>prism layers</i>	54
6.4	Distribuzione di pressione in fase di crociera (velivolo completo)	55
6.5	Distribuzione di pressione ($V = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 2^\circ$, $\delta_e = 15^\circ$) .	56
6.6	Velocità intorno al profilo ($V = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 2^\circ$, $\delta_a = 20^\circ$) . .	57
6.7	Esempi di output prodotti dall'analisi CFD	58
7.1	modello CAD per analisi FEM	61
7.2	<i>Meshing</i> del rivestimento	62
7.3	Tessuto TeXtreme™	63
7.4	Applicazione laminato e orientamento fibre	64
7.5	Vincoli strutturali	66
7.6	Dettaglio giunzione ala-fusoliera	67
7.7	Campo di pressioni e carichi concentrati applicati alla struttura	68
7.8	Momento di cerniera e carichi concentrati applicati alla struttura	69
7.9	Tutti i carichi agenti sulla semiala	70
7.10	Preparazione provini in laminato	71
7.11	Deformazione semi-ala in fase di crociera	73
7.12	Superfici disponibili per la stesura delle fibre ottiche	74
7.13	Esempio file di output dell'analisi FEM	74
7.14	Confronto deformazioni dovute a diverse deflessioni di alettone	76
8.1	Output del codice MATLAB	83
8.2	Visualizzazione punti di $\Delta_{str}max$	83
8.3	Posizioni evidenziate in funzione del numero di sotto-domini .	84
8.4	Risultati codice MATLAB per 100 posizioni	86
8.5	Ipotesi di configurazione su base qualitativa	87
8.6	Prime 10 posizioni ordinate secondo $\Delta_{str}max$ decrescenti . . .	88
8.7	Posizioni relative all'aerea ventrale	89
8.8	Selezione finale posizioni per la configurazione dei sensori . . .	91
8.9	Configurazione sensori e fibre ottiche	94

Elenco delle tabelle

3.1	Caratteristiche geometriche pianta alare	25
3.2	Caratteristiche aerodinamiche ala per $V=15\text{m/s}$	25
4.1	Caratteristiche dell'interrogatore <i>SmartScan SBI</i>	43
5.1	Condizione di crociera	45
5.2	Manovra più stringente	46
7.1	Sistema di grandezze del modello FEM	60
7.2	Caratteristiche meccaniche tessuto TeXtreme™	62
7.3	Caratteristiche laminato per analisi FEM	63
7.4	Formato file per campo di pressioni	67
7.5	Condizione di volo modellata attraverso i carichi in figura 7.9 .	70
7.6	Formato output dell'analisi FEM per i valori di strain	73
8.1	Struttura vettori DEFORM e RESULT	80
8.2	Risultati codice MATLAB per suddivisione in cinque domini . .	85
8.3	Selezione finale area dorsale	90
8.4	Selezione finale area ventrale	90
8.5	Configurazione sensori FBG e fibre ottiche	92

Capitolo 1

Struttura della tesi

La suddivisione in capitoli di questo documento è così strutturata:

- **Capitolo 2:** Introduzione, contestualizzazione della tesi, ed esposizione degli obiettivi prefissati.
- **Capitolo 3:** Presentazione del team ICARUS e breve descrizione del progetto RA. Maggiore attenzione alle caratteristiche della struttura alare, in modo da fornire una chiara idea del contesto in cui opera e si inserisce il sistema ottico di monitoraggio.
- **Capitolo 4:** Descrizione dettagliata del sistema di monitoraggio a fibra ottica, suddivisa nei tre sottosistemi principali: i sensori FBG, i canali in fibra, e il sistema di interrogazione e acquisizione.
- **Capitolo 5:** Selezione delle condizioni di volo, a partire dalla condizione di crociera, ritenute interessanti per il lavoro svolto.
- **Capitolo 6:** Descrizione del modello CFD, degli input e degli output prodotti dall'analisi aerodinamica.
- **Capitolo 7:** Descrizione del modello FEM, degli input, e degli output prodotti dall'analisi strutturale.
- **Capitolo 8:** Esposizione delle logiche adottate per la determinazione della configurazione sensoristica e presentazione dei risultati.
- **Capitolo 9:** Considerazioni sui risultati e sul lavoro svolto. Valutazioni sui possibili sviluppi futuri.

A inizio documento sono esposti un breve **sommario** e la sua versione in inglese, un'**indice** dei contenuti, separati in capitoli e sotto capitoli,

un **elenco delle figure** e un **elenco delle tabelle** numerate secondo la suddivisione in capitoli.

Al fondo, si trovano una **bibliografia** dove vengono elencati tutti i riferimenti della letteratura utilizzati per arricchire ed elaborare questa tesi e, come di consueto, una pagina di **ringraziamenti** dedicata alle persone che sono state fin qui importanti per il mio percorso di studi e di vita.

Capitolo 2

Introduzione

Il lavoro svolto in questo progetto di tesi è inserito nel contesto degli studi del centro **Photonext** del Politecnico di Torino per le tecnologie fotoniche. Il centro coinvolge diverse aziende e dipartimenti del Politecnico e si occupa di reti ottiche per la nuova generazione di comunicazioni a banda larga, sensori ottici per applicazioni alla sicurezza, industriali, civili, e, infine, componenti ottici con funzionalità innovative per generare, manipolare e rilevare la luce.

Questa tesi si basa in parte sugli studi e gli esperimenti portati avanti, in un lavoro di tesi precedente, dagli ingegneri **Cristian Secci** e **Cosimo Corsi**, i quali hanno sviluppato un sistema di monitoraggio strutturale real-time a fibre ottiche e sensori **FBG** (*fiber Bragg grating*) per **ANUBI**, un aeromodello da competizione del team **ICARUS PoliTo**. I test in volo hanno dimostrato l'applicabilità e la robustezza di questo tipo di sistema in un contesto reale, come un aeromodello, in cui gli spazi disponibili sono esigui e l'integrazione estremamente complessa. Si è quindi deciso di proseguire il lavoro svolto, nella direzione di un'ottimizzazione del sistema, puntando allo sviluppo di un metodo numerico-sperimentale per la ricerca della miglior configurazione sensoristica possibile a fini di prognostica sullo stato di salute degli attuatori dei comandi di volo.

2.1 Considerazioni iniziali

L'idea di un sistema di monitoraggio strutturale a fibra ottica nasce dalle considerazioni sui costi legati alla manutenzione di un velivolo durante il suo ciclo di vita. La manutenzione, soprattutto il monitoraggio strutturale basato su controlli periodici, è, infatti, una delle principali voci di spesa per le compagnie aeree.

Attualmente le tecniche per il monitoraggio strutturale consistono in metodi non distruttivi, che però sono limitati dalla accessibilità alla zona di interesse dei componenti da ispezionare. Inoltre, queste tecniche sono spesso molto costose per via dell'alto carico di lavoro richiesto. [Qing et al., 2005] È allora evidente che l'impiego di un sistema integrato per il monitoraggio strutturale, eventualmente capace di elaborare i dati in tempo reale, risulta notevolmente vantaggioso. Generalmente, ci si avvale di sensori *strain gauge* tradizionali, ossia sensori piezoelettrici o ad ultrasuoni che però necessitano di cablaggi dedicati e pesanti e sono soggetti a diverse problematiche.

La tecnologia a fibre ottiche, invece, presenta un grandissimo potenziale nel campo aerospaziale in cui fenomeni come la fatica, la corrosione, i danni da impatto e complessivamente l'invecchiamento strutturale rappresentano questioni rilevanti e di difficile controllo. Inoltre, il sempre maggior impiego dei materiali compositi porta alla necessità di investigare e prevenire nuovi fenomeni come la delaminazione e, in generale, i vari meccanismi di rottura che nei compositi sono estremamente complessi e poco prevedibili. [Jones, 1999]

La possibilità di integrare il sistema di monitoraggio all'interno dei componenti stessi (fra gli strati di laminazione o nella matrice, in caso di elementi sandwich) risulta dunque un'ulteriore importante vantaggio.

Riassumendo, un sistema di monitoraggio integrato presenta i seguenti vantaggi:

- Diminuzione dei costi di manutenzione.
- Diminuzione drastica dei tempi di manutenzione. Con conseguente riduzione di rischio di errori umani.
- Possibilità di localizzare un danno e, idealmente, valutare in tempo reale le contromisure.
- Possibilità di organizzare il piano di manutenzione in base all'effettivo stato di salute dei componenti monitorati.
- Possibilità di raccogliere dati in tempo reale sulla struttura, utilizzabili per svolgere svariate funzioni: dalla prognostica all'ottimizzazione delle prestazioni.

Nel capitolo 4.2.3 verranno inoltre elencati i vantaggi di un sistema che si avvale della tecnologia ottica, rispetto ai classici sensori *strain gauge* e cablaggi in cavi di rame.

2.2 Obiettivi della tesi

Con questa tesi mi pongo l'obiettivo di sviluppare un metodo per determinare la disposizione e il numero di sensori all'interno del sistema di monitoraggio a fibra ottica, applicato alla struttura alare del prototipo **RA** del team ICARUS PoliTo.

Una buona configurazione sensoristica deve garantire il completo adempimento a tutte le funzioni del sistema, mantenendo, però alta l'affidabilità, la resilienza e in generale la semplicità dello stesso. Chiaramente, un elevato numero di sensori consente, senza sforzi progettuali, un monitoraggio dettagliato, ma una soluzione di questo tipo compromette l'affidabilità e complica fortemente l'elaborazione dei dati. Di contro, una disposizione inadeguata dei sensori rende impossibile l'adempimento delle funzioni richieste al sistema.

Si procederà dunque con un approccio computazionale, con l'obiettivo di identificare i punti della struttura soggetti alle maggiori *variazioni di deformazione*, nel ventaglio di condizioni di carico a cui si prevede sarà sottoposta la struttura stessa durante la vita operativa. Alla base di questo intento vi è la considerazione che, ponendo pochi sensori nei punti soggetti alle maggiori *variazioni di deformazione*, si possa ottenere un'alta sensibilità del sistema pur non abbassandone l'affidabilità.

Il flusso di lavoro risulta così suddiviso:

1. Selezione delle condizioni di volo di interesse.
2. Analisi CFD, calcolo del campo di pressioni e del momento di cerniera degli alettoni.
3. Analisi FEM, calcolo della risposta elastica e mappatura delle deformazioni sulla struttura.
4. Calcolo dei punti soggetti alle maggiori *variazioni di deformazione*, via MATLAB.
5. Definizione della configurazione dei canali in fibra ottica e dei sensori FBG sulla struttura alare.

Parallelamente allo scopo principale della tesi, verrà compilato un database di risposte elastiche della struttura alare sottoposta a varie condizioni di carico. I modelli FEM e CFD e il database stesso saranno utili per un futuro lavoro di ottimizzazione del sistema di monitoraggio. Si proverà, infatti, ad addestrare una rete neurale a confrontare il database di risultati

computazionali con dati sperimentali per suggerire nuove e migliori configurazioni. I risultati elaborati, inoltre, potrebbero risultare utili per il progetto RA.

Un'ultima importante considerazione da esporre riguarda una specifica funzione del sistema di monitoraggio che si intende implementare sul velivolo RA, oltre ai generici compiti di controllo sulla struttura. RA, infatti, sarà un velivolo senza pilota e autonomo. Monitorare lo stato di salute di altri sistemi è quindi fondamentale per lo svolgimento delle sue operazioni e il sistema a sensori FBG si presta perfettamente a questo scopo. Al punto 2. del precedente elenco ho voluto evidenziare il calcolo del momento di cerniera perché il sistema di monitoraggio può svolgere funzioni di prognostica sugli attuatori delle superfici mobili.

L'implementazione del sistema a fibre ottiche apre la possibilità di sviluppare un controllore virtuale, che compari in tempo reale - o con minimo ritardo - le misurazioni dei sensori con la *deformazione prevista* (dal database succitato, o da una sua versione perfezionata) per la specifica condizione di volo in cui si trova l'UAV. Si potrebbe così riconoscere, in modo indiretto, il guasto di un servo-comando e adottare tempestivamente contromisure quali, per esempio, l'esclusione di tale attuatore dalla linea di comando.

Capitolo 3

Team ICARUS e progetto RA



Figura 3.1: Render del velivolo RA

3.1 Presentazione team

La volontà di svolgere questa tesi nasce dalla mia passione per il lavoro svolto nel team studentesco ICARUS, di cui sono membro dalla sua fondazione nell'autunno del 2015.

Con la convinzione che il lavoro sul campo sia un elemento ineguagliabile per la formazione e la crescita, il team ICARUS permette agli studenti appassionati di misurarsi con le sfide presentate dallo sviluppo di progetti ambiziosi in ambito principalmente aerospaziale, ma anche legato ad altre aree dell'ingegneria, senza dimenticare gli aspetti di design, comunicazione e gestione tecnica e organizzativa.

Il team è attualmente impegnato nello sviluppo di tre progetti:

1. **ACC**: Aeromodelli per la competizione *Air Cargo Challenge*. Una competizione tra università organizzata in Europa ogni due anni in cui le varie squadre gareggiano con aeromodelli vincolati nelle dimensioni e dotati del medesimo sistema propulsivo. L'obiettivo della competizione, a grandi linee, consiste nel trasportare il maggior carico possibile nel minor tempo possibile. Ad oggi, il team ha partecipato All'edizione *Zagabria 2017*, con il modello ANUBI, ottenendo il 9° posto e il premio per il miglior exterior design; un risultato notevole per la prima partecipazione, e all'edizione *Stoccarda 2019*, con il modello VEGA, ottenendo il 6° posto.
2. **DART**: progetto di un razzo modello di circa 15 kg che si pone l'obiettivo di raggiungere i 2000 metri di apogeo, superando il record universitario italiano per questo tipo di impresa.
3. **RA**: progetto a cui ho dedicato la maggior parte delle attività nel team. Si tratta di un UAV solare mono o bi-motore, di circa 5 metri di apertura alare, che si propone di garantire un'autonomia virtualmente illimitata. L'obiettivo ultimo del progetto è compiere autonomamente un volo trans-oceanico. In vista di tale impresa, stiamo attualmente realizzando un prototipo per svolgere diversi test e per mettere alla prova le soluzioni progettuali elaborate fin'ora.

Il sistema di monitoraggio studiato in questa tesi sarà implementato proprio sul primo prototipo del progetto RA, in particolare su una sua semiala. Ritengo quindi necessario descrivere, nella prossima sezione, le caratteristiche generali del progetto, con particolare attenzione alla struttura e alla geometria alare.

3.2 Descrizione prototipo

La riduzione delle emissioni e dell'inquinamento sono oggi temi fondamentali in ogni ambito dello sviluppo tecnologico e, in generale, delle sfide che l'uomo si trova ad affrontare. Il progetto RA intende dimostrare che anche nel contesto di un team studentesco, di conseguenza con esperienze e risorse limitate, tali sfide si possono vincere.

Con questo progetto, nato nel 2017, il team si pone l'obiettivo di portare a termine un'impresa dimostrativa, quale la traversata dell'oceano Atlantico con un velivolo auto-pilotato alimentato a energia solare.

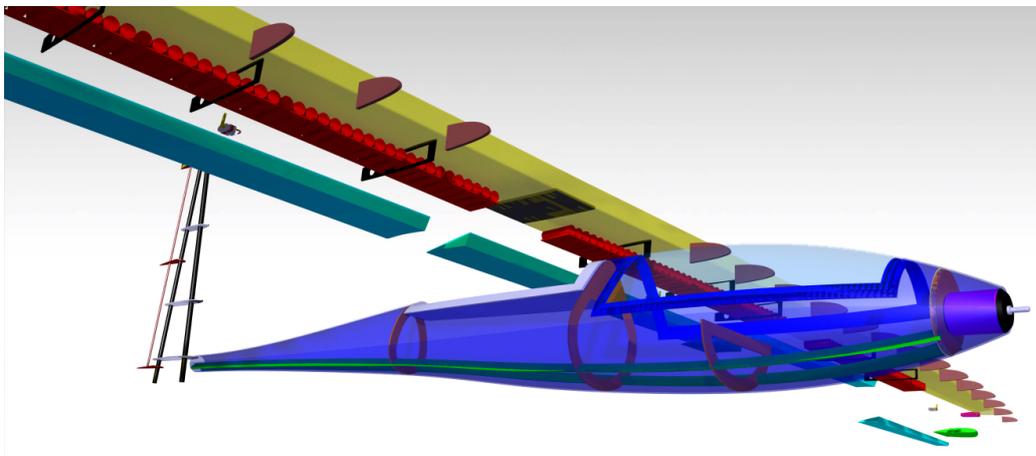


Figura 3.2: Modello CAD del prototipo

Il velivolo, dunque, non dovrà soddisfare particolari requisiti di velocità o capacità di eseguire manovre complicate, ma, piuttosto, dovrà avere un'elevata efficienza aerodinamica, una semplice controllabilità ed eventualmente la capacità di trasportare piccoli payloads di vario tipo (telecamere, sensori per rilevamenti, sistemi di telecomunicazione...). Avrà, quindi, le caratteristiche e l'aspetto di un aliante.

Con questo primo prototipo si vogliono verificare innanzitutto le capacità tecniche del team, la realizzabilità e la validità del progetto e, in secondo luogo, si vogliono raccogliere dati sulle qualità di volo, per poi passare alla realizzazione del velivolo finale. Il prototipo non sarà quindi completo. Non verranno equipaggiati, infatti, i sistemi di comunicazione a lunga distanza, i pannelli solari e i sistemi di pilotaggio autonomo.

Come nota personale, prima di entrare nel dettaglio, vorrei elencare gli aspetti a cui mi sono dedicato, insieme ad altri compagni del team, durante la progettazione del prototipo:

- Design concettuale, stima delle masse, ingombri e configurazione del velivolo.
- Design preliminare dell'ala. Sviluppo aerodinamico e strutturale della stessa.
- Progettazione giuntura ala-fusoliera. Aspetti meccanici e aerodinamici.
- Scelta delle batterie e integrazione del sistema di stoccaggio dell'energia nel velivolo

- Gestione area CAD, disegno di fusoliera, ala e piani di coda.
- Studio e preparazione per le tecniche di produzione e assemblaggio.

3.2.1 Caratteristiche generali

Il velivolo avrà una configurazione convenzionale ad ala alta, di circa 5 metri di apertura, fusoliera a goccia, lunga poco più di due metri e coda a T, alta circa mezzo metro. Carrello a traccia singola con ruotino posteriore non ammortizzato e sistema *dolly* per le fasi di rullaggio. Un unico motore elettrico montato sul muso, equipaggiato con un'elica di 50 centimetri di diametro. Accesso al vano interno tramite apertura sulla parte superiore della fusoliera.

Le superfici esterne e i principali componenti strutturali saranno realizzati in materiale composito e verranno costruiti internamente al team.

3.2.2 Ala - Aerodinamica e geometria esterna

La forma in pianta scelta per l'ala è una derivazione dell'*ala Schumann*, molto utilizzata per gli alianti in quanto presenta ottime caratteristiche aerodinamiche, soprattutto nei confronti della resistenza indotta. Le modifiche apportate riguardano l'ottimizzazione della freccia alare verso l'estremità per ottenere una distribuzione di portanza prossima a quella ellittica. L'ala ha un leggero gradiente di svergolamento verso le estremità, mentre il diedro è nullo.

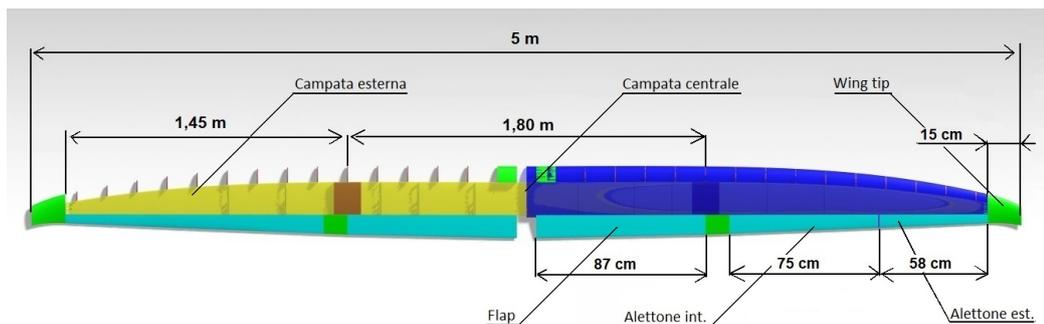


Figura 3.3: Pianta alare e quote principali

Il profilo alare è praticamente costante lungo tutta l'apertura. Si tratta di un profilo laminare, con il dorso notevolmente appiattito, in modo da poter offrire, durante la fase di crociera, la miglior incidenza possibile dei raggi solari per i pannelli fotovoltaici montati sul dorso stesso.

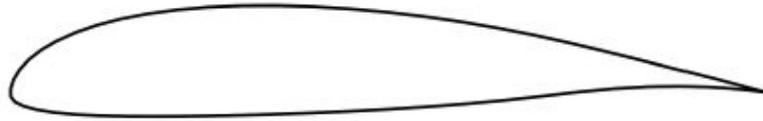


Figura 3.4: Profilo alare

Tutto il bordo di fuga è occupato da superfici mobili: i flap, prossimi alla radice alare, e due alettoni indipendenti su ciascuna semiala. Le estremità sono predisposte per accogliere diversi tipi di *wing-tip devices*.

Nelle tabelle 3.1 e 3.2 sono esposte le caratteristiche geometriche e aerodinamiche dell'ala.

Corda di radice	Corda al Tip	Apertura alare	Superficie alare	Allungamento λ
0,340 m	0.080 m	5 m	1,356 m^2	18,5

Tabella 3.1: Caratteristiche geometriche pianta alare

C_{L_0}	$C_{L_{max}}$	C_{L_α}	C_{D_0}	$C_{D_{min}}$	C_{M_0}	$(C_L/C_D)_{max}$
0,34	1,5	5,58	0,011	0,010	-0,20	40

Tabella 3.2: Caratteristiche aerodinamiche ala per $V=15m/s$

3.2.3 Ala - Struttura e geometria interna

L'elevato allungamento e le dimensioni ridotte consentono l'adozione di un'architettura non del tutto convenzionale, più vicina ad uno schema a *guscio* che non a *semi-guscio*. Questa architettura garantisce una maggiore leggerezza strutturale e consente di ricavare più spazio all'interno dell'ala, dove saranno alloggiate le batterie.

Essendo i pacchi-batterie gli elementi più pesanti a bordo (elementi rossi in figura 3.5), il loro collocamento sulle semi-ali è fondamentale per la meccanica del volo. In questo modo, infatti, si ottiene un elevato momento di inerzia sull'asse del rollio, rendendo più lenta, e quindi prevedibile e facilmente gestibile, la risposta ai comandi o alle perturbazioni.

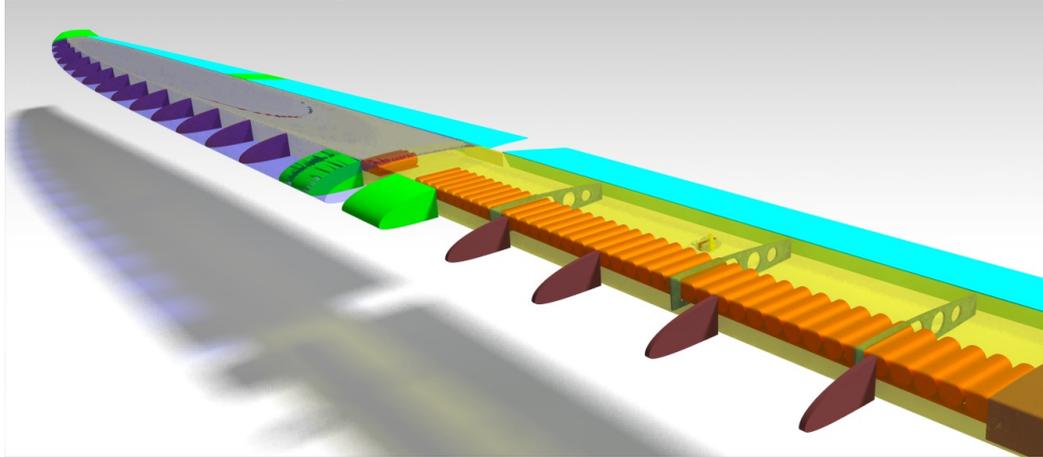


Figura 3.5: Struttura alare e pacco batterie

La struttura è composta da tre elementi principali:

1. **Rivestimento in fibra di carbonio.** (Componente blu in figura 3.5). Realizzato per laminazione su stampo e formatura a vuoto con due strati di fibra orientati a $\pm 45^\circ$, quest'elemento è il più esterno, ed ha la funzione di mantenere la forma aerodinamica dell'ala. Funzione coadiuvata dalla presenza di elementi riempitivi in schiuma nelle zone soggette ai maggiori carichi aerodinamici o esposte al rischio di danni accidentali. (Componenti verdi e azzurri in figura 3.5)
2. **Cassone in fibra di carbonio.** (Componente giallo in figura 3.5). Realizzato per laminazione su stampo e formatura a vuoto anch'esso con due strati di fibra orientati a $\pm 90^\circ$. Le sue pareti anteriore e posteriore sono verticali, e passano grosso modo per i quarti anteriore e posteriore dei profili alari, ricoprendo virtualmente la funzione di longheroni. Mentre, salvo alcune aperture sul ventre, le pareti superiore e inferiore calcano la forma del rivestimento e chiudono i percorsi di carico. Questo elemento contribuisce alla rigidità flessionale e torsionale dell'ala.
3. **Cinque centine a sandwich.** (Componenti grigi in figura 3.5). Con le facce composte da tre strati di fibra, e il core in schiuma *Rohacell*, le centine contribuiscono a resistere alla pressione di schiacciamento, alla rigidità torsionale e supportano i pacchi-batterie.

Le fibre ottiche, oggetto di questa tesi, verranno integrate nel cassone durante la laminazione. Questa soluzione fa sì che le fibre non siano esposte e che i sensori operino un monitoraggio diretto sulla struttura.

Da evidenziare la suddivisione dell'ala in tre campate, una centrale e due simmetriche all'estremità. La suddivisione è necessaria per rendere facilmente smontabile e trasportabile il prototipo, ma richiede l'elaborazione di una giunzione fra le campate esterne e quella centrale. La giunzione sarà realizzata con un meccanismo a baionetta, in cui un rinforzo integrato al cassone di radice si inserisce all'interno del cassone di estremità. In questa zona bisognerà predisporre dei connettori per collegare i canali di fibra ottica interrotti dalla giunzione.

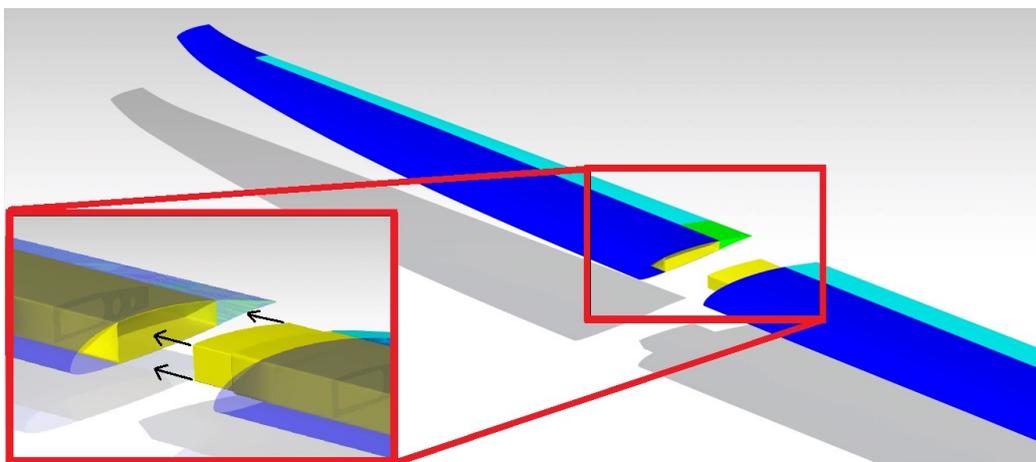


Figura 3.6: Dettaglio giunzione

3.2.4 Superfici mobili

Ogni semi-ala è equipaggiata con tre superfici mobili indipendenti: un flap e due alettoni. Queste saranno realizzate tagliando via la parte posteriore del rivestimento dal resto della struttura, conservandola come entità separata capace di ruotare attorno alla linea di taglio.

Non sono previste vere e proprie cerniere, ma una semplice striscia di nastro adesivo che colleghi la parte fissa a quella mobile, consentendone la rotazione attorno allo spigolo dorsale (figura 3.7). Per via di questa architettura i carichi aerodinamici, prodotti dalle superfici mobili, sono trasmessi alla struttura esclusivamente attraverso i bracci dei servo-comandi. Vi è un solo attuatore per ciascuna superficie mobile, posizionato al suo centro e fissato all'interno del cassone, sulla faccia dorsale.

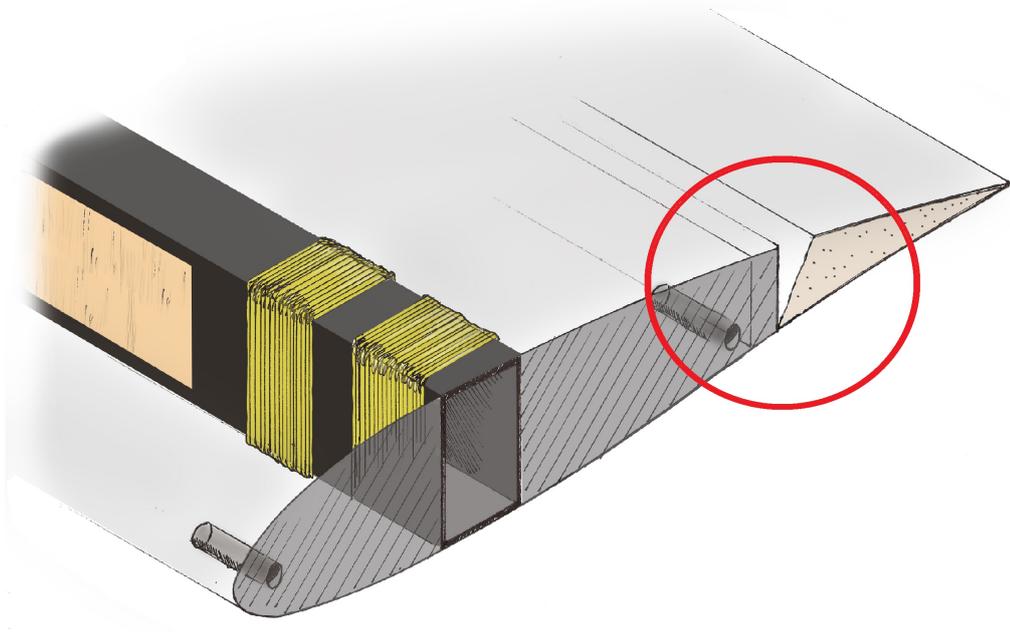


Figura 3.7: Meccanismo alettoni di ANUBI - analoghi a quelli di RA

Capitolo 4

Sistema sensoristico

Il sistema di monitoraggio oggetto della tesi sarà composto da tre canali di fibra ottica disposti lungo l'apertura della semiala. Su ogni canale verranno posizionati vari sensori FBG (Fiber Bragg grating) per il rilevamento delle deformazioni.

Per l'acquisizione dei segnali provenienti dagli FBG è poi necessario montare a bordo un interrogatore ottico, capace di stimolare i sensori e tradurne le risposte in formato digitale.

In termini di trasmissione del segnale, questo tipo di sistema ha prestazioni notevolmente superiori ai tradizionali cavi in rame. A parità di lunghezza, infatti, le fibre ottiche garantiscono minor attenuazione del segnale e non sono soggette a interferenze elettromagnetiche. Il diametro inferiore, inoltre, permette una più facile integrazione nei componenti che si intende monitorare, e, inoltre, la massa dei cablaggi è minore.

I sensori ottici a reticolo di Bragg, gli FBG, seppur meno precisi e più costosi dei classici estensimetri, presentano comunque numerosi vantaggi. Un elenco dei vantaggi e degli svantaggi di questo tipo di sensori verrà esposto nella sezione 4.2.

4.1 Fibre ottiche

Le fibre ottiche sono composte da filamenti flessibili e concentrici di materiale vetroso e materiale polimerico (figura 4.1). Il segnale propaga all'interno del *core*, il filamento più interno, che è caratterizzato da un diametro variabile dai 5 ai 50 μm e un indice di rifrazione n_1 . Al suo esterno vi è il *cladding*, uno strato opportunamente dopato per ottenere un indice di rifrazione $n_2 < n_1$, di diametro 125 μm circa. Attorno ad essi, infine, vi è il *coating*, uno strato protettivo che permette di maneggiare le

fibre, che saranno comunque ulteriormente protette da una guaina termo restringente.

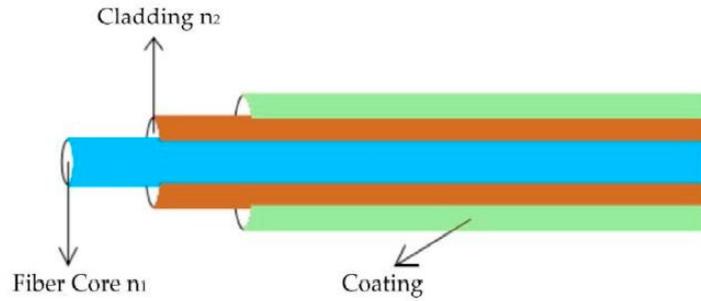


Figura 4.1: Architettura generica fibra ottica [Ma and Chen, 2018]

4.1.1 Principio di funzionamento

I parametri da cui dipende la propagazione del segnale sono:

- gli indici di rifrazione n_2, n_1 .
- la lunghezza d'onda del segnale λ .
- la geometria interna e gli angoli di incidenza θ .

La trasmissione del segnale tramite riflessione è dettata dalla *legge di Snell*:

$$n_1 \sin \theta_1 = n_2 \sin \theta_2 \quad (4.1)$$

Per ogni angolo di incidenza della luce che soddisfa la condizione 4.2:

$$\theta_c > \arcsin \frac{n_1}{n_2} \quad (4.2)$$

ci si trova nel campo di *riflessione totale*, per cui all'interfaccia fra *core* e *cladding* non vi sono perdite dovute alla rifrazione della radiazione. Essendo $n_2 < n_1$, non si avranno perdite per angoli di incidenza θ maggiori di 90° .

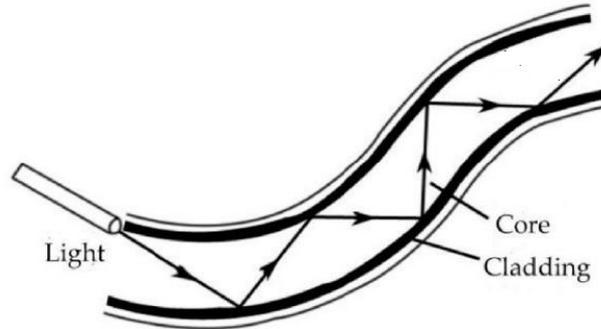


Figura 4.2: Propagazione segnale nella fibra ottica

Nel caso in cui si riscontrino angoli di incidenza minori di 90° : $\theta < \theta_c$ (possibile per bassi raggi di curvatura della fibra), si può valutare la frazione di segnale perso tramite la *legge di Fresnel* per luce polarizzata:

$$R = \left(\frac{n_1 - n_2}{n_1 + n_2} \right)^2 \quad (4.3)$$

In caso di *riflessione totale* si ottiene $R = 1$.

4.1.2 Attenuazione del segnale

Per attenuazione si intende ogni tipo di fenomeno che causa diminuzione di potenza del segnale. Nel caso della fibra ottica, le perdite sono valutate tramite il *coefficiente di attenuazione* α , generalmente espresso in dB/km:

$$\alpha = -\frac{10}{z} \log \left(\frac{P(z)}{P(0)} \right) \quad (4.4)$$

Dove:

- $P(z)$ è la *potenza ottica* misurata alla posizione z .
- $P(0)$ è la *potenza ottica* misurata alla sorgente.

I principali fenomeni che causano attenuazione sono:

1. **Macro piegature:** Per elevate curvature della fibra ottica, può avvenire che $\theta < \theta_c$, e, come visto nel paragrafo precedente, parte della luce viene rifratta nel *cladding*.

2. **Micro piegature:** Irregolarità generate accidentalmente in fase di produzione nell'interfaccia fra *core* e *cladding*. Queste irregolarità possono essere generate da bolle di gas, aggregazione di materiale, micro fessure, rapide variazioni di diametro, etc...
3. **Scattering:** Variazioni della direzione d'onda, dovute alla non uniformità del materiale a livello molecolare.
4. **Assorbimento:** Fenomeno uniforme e cumulativo causato dall'interazione tra la radiazione e i composti che costituiscono la fibra ed eventuali impurità.

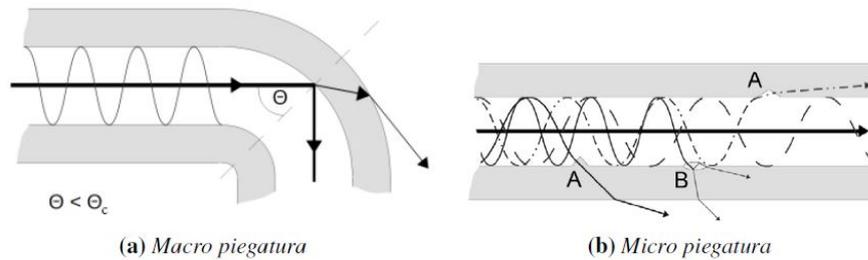


Figura 4.3: Perdite dovute a macro e micro piegature

4.2 Sensori FBG (fiber Bragg grating)

I sensori ottici a reticolo di Bragg (sensori FBG) consistono in una serie di frange reticolari, realizzate tramite *fotoincisione* nel *core* della fibra. I tratti di fibra che subiscono questo trattamento si comportano intrinsecamente come sensori, mantenendo la funzione di trasmissione del segnale.

4.2.1 Principio di funzionamento

La presenza del reticolo lungo il corso della fibra ottica comporta una modifica locale dell'indice di rifrazione del *core*. In quel tratto la fibra si comporta come un filtro, selezionando determinate lunghezze d'onda.

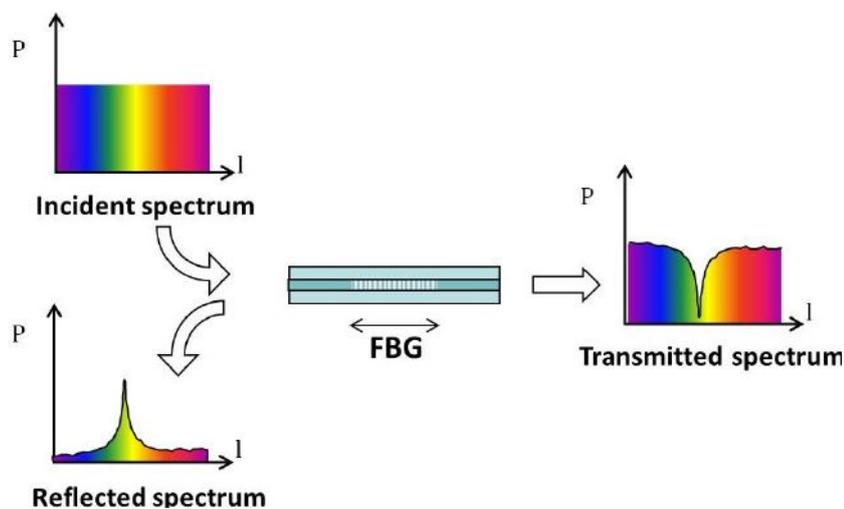


Figura 4.4: Spettro di radiazione trasmesso da un sensore FBG [Baima, 2019]

In particolare, quando la luce incontra una frangia del reticolo, essa viene in parte riflessa. La riflessione avviene per lunghezze d'onda prossime alla *lunghezza d'onda di Bragg* λ_B , specifica per ogni reticolo, funzione del passo reticolare Λ (distanza tra le frange) e dell'indice di rifrazione effettivo n_{eff} :

$$\lambda_B = 2\Lambda n_{eff} \quad (4.5)$$

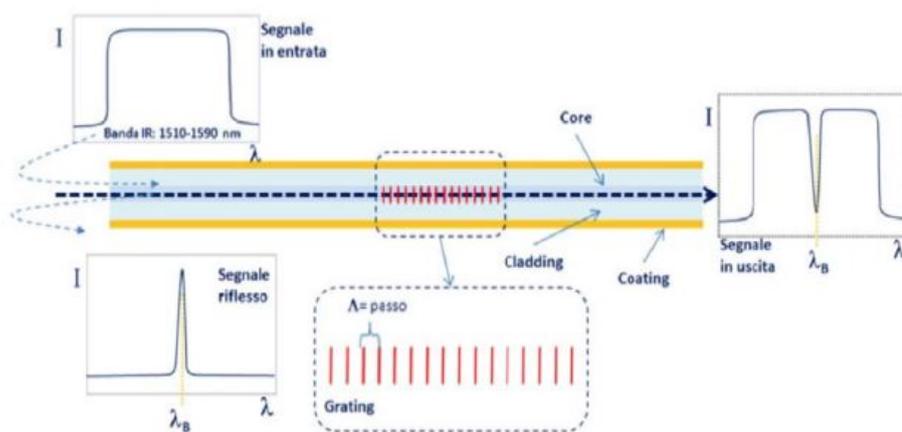


Figura 4.5: Funzionamento sensori FBG [Desantis, 2019]

Alterazioni fisiche o meccaniche del reticolo, come deformazioni e cambiamenti di temperatura, comportano variazioni del passo reticolare Λ e

dell'indice n_{eff} e, di conseguenza, variazioni di λ_B . Le variazioni λ_B sono rilevabili e, misurandole, si ottengono per via indiretta le deformazioni meccaniche e termiche che le hanno generate.

Ciascuna frangia del reticolo riflette una parte della radiazione luminosa che, sommandosi alle frazioni di luce riflessa da altre frange, determina l'intensità del picco della potenza riflessa. Dunque, a parità di passo Λ , l'intensità della risposta dipende dalla lunghezza del reticolo: più lungo il reticolo, più frange e quindi più contributi di luce riflessa che si sommano fra loro.

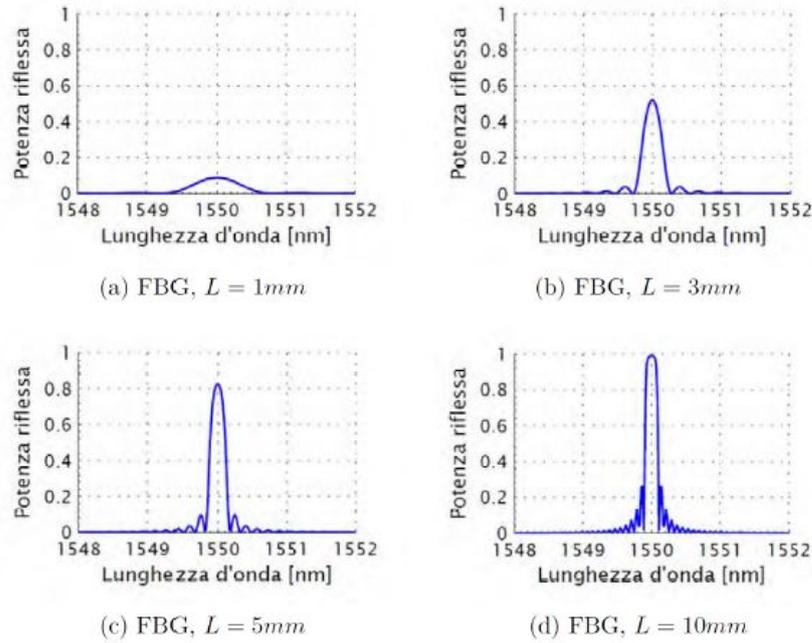


Figura 4.6: Intensità del picco riflesso in funzione della lunghezza del sensore [Tessadori, 2011]

4.2.2 Relazione fra deformazione, temperatura e variazione della lunghezza d'onda

La variazione di lunghezza d'onda può essere espressa come:

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_b} = \frac{\Delta\Lambda}{\Lambda} + \frac{\Delta n_{eff}}{n_{eff}} = \epsilon_1 + \frac{\Delta n_{eff}}{n_{eff}} \quad (4.6)$$

Con Δn_{eff} e $\Delta\Lambda$ rispettivamente *variazione dell'indice di rifrazione effettivo* e *variazione del passo*. λ_b è la lunghezza d'onda riflessa, e il rapporto $\epsilon_1 = \frac{\Delta\Lambda}{\Lambda}$ rappresenta la deformazione lungo l'asse della fibra. [Wang et al., 2008]

Separando i contributi dovuti alla *deformazione meccanica* e alla *dilatazione termica*, l'equazione (4.6) si può riscrivere come:

$$\Delta\lambda_b = \Delta\lambda_\epsilon + \Delta\lambda_T \quad (4.7)$$

Dove i due contributi possono essere espressi come:

$$\Delta\lambda_\epsilon = \lambda_B(1 - P_e)\Delta\epsilon \quad (4.8)$$

$$\Delta\lambda_T = \lambda_B(\alpha + \xi)\Delta T \quad (4.9)$$

Con:

- P_e è la costante foto-elastica.
- $\Delta\epsilon$ è la variazione di deformazione.
- ΔT è la variazione di temperatura.
- α è il coefficiente di dilatazione termica del *core*.
- ξ è il coefficiente termo-ottico del *core*.

Sostituendo le espressioni 4.8 e 4.9 nell'equazione 4.7, si ottiene la relazione termo-foto-elastica:

$$\Delta\lambda_b = \lambda_B(1 - P_e)\Delta\epsilon + \lambda_B(\alpha + \xi)\Delta T \quad (4.10)$$

[Chan et al., 2006]

Valori tipici dei coefficienti relativi al *core* della fibra sono:

- $(\alpha + \xi) = K_T \simeq 6 \times 10^{-5} K^{-1}$
- $\lambda_B(1 - P_e) = K_\epsilon \simeq 7.8 \times 10^{-1}$

4.2.3 Confronto con strain gauges

Rispetto al monitoraggio strutturale convenzionale tramite estensimetri, il sistema a sensori FBG presenta i seguenti vantaggi:

- Facile applicazione nei materiali compositi, in quanto i sensori possono essere integrati direttamente nella struttura in fibra, durante la laminazione.
- Leggero e poco intrusivo.

- Possibilità di impiegare un elevato numero di sensori sulla stessa linea
- Non soggetti a interferenze elettromagnetiche.
- Sono sensori passivi, ossia non necessitano di elettricità per poter funzionare.
- Stabilità a lungo termine.
- Resistenza alla corrosione.
- Ampio range di deformazioni rilevabili.

Di contro presenta i seguenti svantaggi:

- Misurazione fortemente influenzata dalla temperatura: circa $8\mu m/m$ per variazioni di $1^\circ C$.
- Forte deterioramento del segnale per bassi raggi di curvatura della fibra.
- Costo elevato, sia per la produzione dei sensori che per i dispositivi di acquisizione.

4.2.4 Tecniche di realizzazione

Come anticipato, i reticoli di Bragg vengono realizzati per fotoincisione tramite radiazione ultravioletta. Per effettuare questa operazione la fibra deve essere spogliata del *coating* esterno, che va poi ricostruito a lavorazione terminata. Questa fase è piuttosto delicata. Infatti, è il *coating* a garantire la resistenza meccanica della fibra e una sua cattiva ricostruzione comprometterebbe la resistenza di un'intera linea di sensori.

Di seguito vengono elencate alcune tecniche di produzione dei sensori:

- **Tecnica a raggio singolo:** Si utilizza un singolo raggio laser emesso all'interno di una fibra ottica drogata al germanio. Il raggio primario e il raggio di ritorno, riflesso all'estremità della fibra e contro-propagante, interferiscono fra loro producendo zone ad alta intensità di energia. In queste zone, separate da un passo Λ proporzionale alla lunghezza d'onda della radiazione foto-incidente, la fibra ottica viene alterata, ottenendo così una variazione locale dell'indice di rifrazione.

- **Tecnica a raggio doppio:** Analogamente al metodo del raggio singolo, si generano variazioni locali dell'indice di rifrazione tramite l'interferenza di due raggi, in questo caso emessi da due sorgenti diverse. Il vantaggio è che il passo può essere regolato tramite l'angolazione fra le sorgenti dei due raggi.
- **Phase mask:** questo metodo si avvale dell'utilizzo di un reticolo di diffrazione, che scompone un singolo raggio in due fronti d'onda tra loro interferenti, i quali riproducono bande di interferenza sulla fibra ottica. Si genera dunque uno schema alternato di picchi di intensità luminosa, che incidono le frange del sensore.

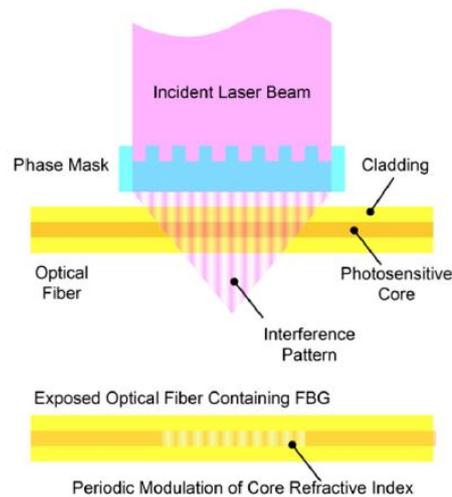


Figura 4.7: Fotoincisione mediante *phase mask* [Foltran, 2012]

- **Tecnica point-by-point:** si effettuano le foto-incisioni una ad una, trasladando ogni volta la fibra rispetto alla sorgente del laser di una distanza pari al passo Λ desiderato.

[Agrawal, 2008] [Lavagnino, 2019]

4.2.5 Compensazione effetto della temperatura

Come visto nella sezione 4.2.2, i sensori FBG segnalano sia la deformazione meccanica che la dilatazione termica; è perciò necessario disaccoppiare i contributi che i due effetti producono sulla variazione di lunghezza d'onda riflessa.

Di seguito vengono riportati alcuni metodi per la compensazione dell'effetto della temperatura:

- **Isolamento meccanico mediante tubo capillare passante:** Consiste nell'inserire due sensori FBG ravvicinati, all'interno di un tubo rigido (figura 4.8). Il primo viene vincolato al tubo mediante resina epossidica, in modo da non subire deformazioni e rilevare soltanto la temperatura all'interno del tubo. Il secondo, invece, è libero di deformarsi con la struttura in esame, così da rilevare entrambi gli effetti. Confrontando le misurazioni dei due sensori è possibile isolare l'effetto della deformazione. Questo metodo comporta alcune problematiche, quali la alta intrusività (che mina la facilità di integrazione nei materiali compositi), e la difficoltà relativa alla realizzazione del vincolo rigido fra il primo FBG e le pareti del tubo capillare.

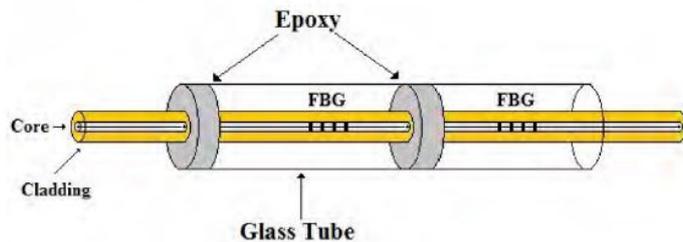


Figura 4.8: Isolamento FBG in tubo capillare passante [Song et al., 1997]

- **Isolamento meccanico mediante tubo capillare non passante:** Rispetto al metodo precedente, in questo caso il tubo capillare è situato all'estremità della fibra e, al suo interno, vi è un singolo sensore. Analogamente al caso precedente, questo sensore è vincolato alle pareti del tubo (virtualmente indeformabili), così da rilevare solamente la temperatura. Un secondo FBG, posizionato lungo la fibra, in prossimità del capo dove è situato il primo (Figura 4.9), effettua la misura dei due contributi accoppiati. Dal confronto delle due misurazioni si ottiene la deformazione.

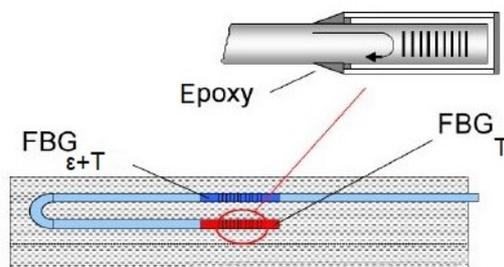


Figura 4.9: Isolamento FBG in un tubo capillare non passante

Nonostante il tubo capillare sia comunque intrusivo, questo metodo risulta più facilmente integrabile in una struttura in composito, anche se comporta una stesura della fibra non sempre ottimale dal punto di vista della sua robustezza e della dispersione del segnale.

[Montanini and D'Acquisto, 2007]

- **modifica del coefficiente di espansione termica:** Questo metodo prevede una compensazione diretta della temperatura. Per farlo è necessario rendere la risposta del reticolo invariante rispetto alla temperatura, azzerando quindi il fattore $K_T = (\alpha + \xi)$ nell'equazione 4.10.

A tal fine si ingloba il sensore in un tubo di materiale polimerico a liquido cristallino con coefficiente di dilatazione termica uguale e opposto a quello della fibra, in modo da bilanciarne la dilatazione. [Iwashima et al., 1997]

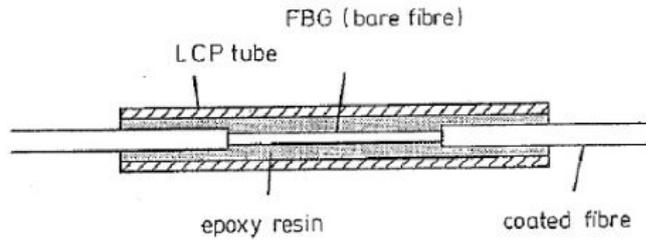


Figura 4.10: Sensore inglobato in un tubo a polimero liquido cristallino (LPC) [Corsi, 2019]

- **Sensori FBG sovrascritti:** Vengono sovrascritti sullo stesso segmento di fibra due reticoli con lunghezza d'onda di Bragg λ_B diversa, in modo da produrre, con riferimento all'equazione 4.10, coefficienti di proporzionalità $K_T = (\alpha + \xi)$ e $K_\epsilon = \lambda_B(1 - P_e)$ diversi.

Se i due valori di lunghezza d'onda di Bragg λ_B sono sufficientemente separati ($\Delta\lambda_B > 200nm$) [Schulz et al., 1998], si può ottenere un sistema ben condizionato del tipo:

$$\begin{Bmatrix} \Delta\lambda_{B1} \\ \Delta\lambda_{B2} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{\epsilon1} & K_{T1} \\ K_{\epsilon2} & K_{T2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon \\ \Delta T \end{Bmatrix} \quad (4.11)$$

Attraverso il quale è possibile disaccoppiare i due contributi.

Il problema principale di questa soluzione risiede nella necessità di dotare il sistema interrogatore di due sorgenti luminose che coprano

i range di lunghezze d'onda $\Delta\lambda_{B1}$ e $\Delta\lambda_{B2}$, aumentando così costi e difficoltà progettuale.

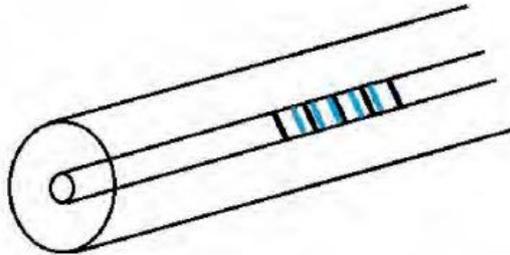


Figura 4.11: FBG sovrascritti

- **Sensori svincolati:** Per questo metodo è necessario predisporre dei sensori svincolati dalla struttura, laschi e liberi di dilatarsi termicamente, affiancati ai sensori per la misurazione delle deformazioni. In questo modo il sensore svincolato restituisce solo l'informazione sulla temperatura, la quale viene utilizzata per compensarne l'effetto sull'altro FBG.

I problemi di questo metodo consistono nella delicatezza dei sensori svincolati, che restano esposti e non possono essere integrati nella struttura, e nella necessità di sacrificare numerosi FBG a compiti di compensazione.

Per il sistema oggetto di questa tesi, comunque, verrà applicato questo metodo, per via della semplicità con cui può essere realizzato.

4.3 Sistema di acquisizione

Il cuore del sistema di acquisizione è costituito dall'*interrogatore ottico*, strumento in grado di emettere segnali luminosi nella fibra ottica, ricevere il segnale riflesso dai sensori e tradurlo in corrente. Vi sono poi i sottosistemi di alimentazione, trasmissione dati e i software di acquisizione.

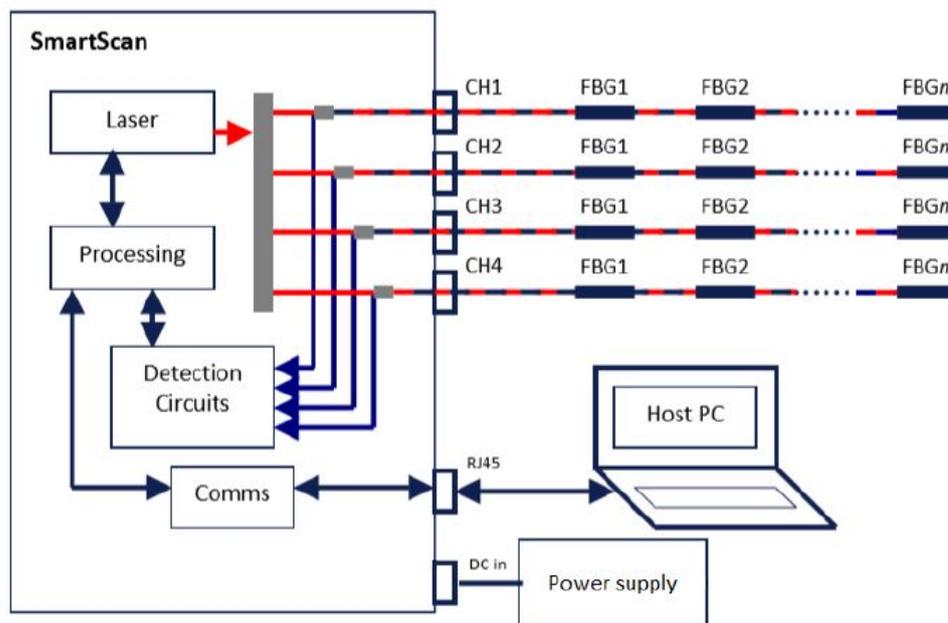


Figura 4.12: Layout sistema di acquisizione [Sma, 2013]

4.3.1 Interrogatore ottico

Un interrogatore ottico è generalmente composto dai seguenti componenti:

- **Sorgente luminosa:** che può essere LED (light emitted diode), SLED (superluminescent LED) o LD (laser diode).
- **Isolatore ottico:** componente che impedisce alla luce emessa di tornare alla sorgente stessa.
- **Fotorivelatore:** foto diodo capace di convertire segnali luminosi in corrente.
- **Circolatore:** componente necessario per indirizzare correttamente i segnali luminosi all'ingresso della fibra e in uscita, verso il fotorivelatore.
- **Filtri di lunghezza d'onda:** posti a valle della sorgente, selezionano la lunghezza d'onda per interrogare uno specifico sensore.

[Corsi, 2019] [Secci, 2019]

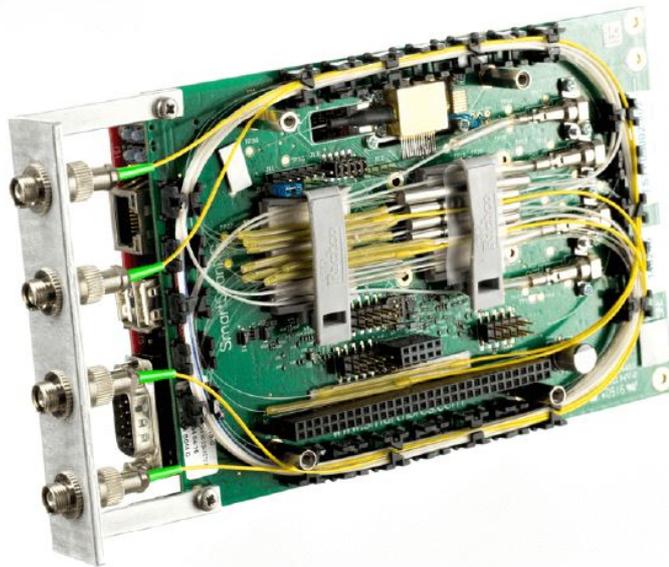


Figura 4.13: modulo *SmartScan SBI*

Gli ultimi componenti citati, i filtri, sono indispensabili per poter interrogare diversi FBG posti nello stesso canale di fibra ottica. Questi infatti vengono realizzati con *passi* - quindi lunghezze d'onda di Bragg λ_B - diversi, in modo da essere riconoscibili dal sistema.

Affinché il sistema di acquisizione raccolga dati coerenti con la configurazione dei sensori, prima di effettuare le misurazioni, esso compie un'operazione di *tuning*. In questa operazione l'interrogatore identifica la frequenza caratteristica di ogni FBG sulla linea, cosicché, successivamente, possa effettuare le misurazioni, interrogando a turno ogni sensore, selezionandolo con la sua lunghezza d'onda specifica.

L'interrogatore che verrà equipaggiato sul prototipo RA è lo **SmartScan SBI** prodotto da **SmartFibers** (figura 4.13). Le sue principali caratteristiche sono esposte in tabella 4.1:

Range lunghezze d'onda	Numero canali	Max sensori per canale	Frequenza acquisizione singolo FBG	Frequenza acquisizione globale
1528-1568 nm	4	16	25000 Hz	2500 Hz

Tabella 4.1: Caratteristiche dell'interrogatore *SmartScan SBI*

4.3.2 Altri sottosistemi e set-up globale

Il sistema ottico di monitoraggio non verrà realizzato nello sviluppo di questa tesi, ma, per completezza, viene di seguito descritto un possibile set-up, sulla base di quanto appreso nelle tesi precedenti sull'aeromodello ANUBI. [Corsi, 2019] [Secci, 2019]

Oltre all'interrogatore e ai 4 canali di fibre ottiche, a bordo dovranno essere installati anche:

- Un sistema di alimentazione indipendente. Su ANUBI è stata usata una batteria Li-Po 3 celle (11.1 V) da 6000mAh. (Figura 4.14b)
- Un modulo *air data terminal* con funzione di interfaccia tra i dati provenienti via LAN dall'interrogatore e i software di elaborazione. Su ANUBI è stato utilizzato un *Raspberry Pi 3* (figura 4.14a) con un software creato ad hoc in linguaggio C++ per generare output identici a quelli forniti dal software di acquisizione *SmartSoftSSI*, quando direttamente collegato all'interrogatore.
- Un secondo sistema di alimentazione per l'*air data terminal*. Su ANUBI è stato usato un comune Powerbank, ma potrebbe essere utilizzata

la stessa batteria dedicata all'interrogatore, dotando la linea di un convertitore.

Va notato che il codice in linguaggio C++, installato sul Raspberry di ANUBI, sviluppato dall'Ing. **Mauro Guerrera** [Guerrera, 2018], è stato realizzato per dialogare con un interrogatore *SmartScan* diverso da quello previsto per RA, più leggero e meno ingombrante. I due modelli hanno protocolli informatici differenti e il codice non risulta compatibile. Sarà perciò necessario svilupparne una nuova versione.

Il Raspberry, invece, è una comoda piattaforma per raccolta e trasmissione dati. Su ANUBI, per esempio, è stato usato per implementare una piattaforma inerziale IMU, ma potrebbero benissimo essere aggiunti sensori come pitot, GPS, ecc... fondamentali per un velivolo a pilotaggio autonomo.



(a) *Raspberry Pi 3*



(b) *batteria Li-Po 3 celle (11.1 V) da 6000mAh*

Figura 4.14: Sottosistemi di supporto al sistema di acquisizione

Capitolo 5

Condizioni di volo

Come anticipato nell'introduzione, lo studio della configurazione dei sensori FBG di questa tesi prevede lo svolgimento di diverse analisi numerico-sperimentali in ambiente simulativo. Il lavoro di simulazione è piuttosto oneroso dal punto di vista computazionale, quindi, prima di procedere con la raccolta dati, è fondamentale restringere la gamma di condizioni di volo da analizzare.

Di seguito verranno esposte, insieme alle considerazioni alla base delle scelte effettuate, le combinazioni di parametri (*quota di volo, velocità, angolo di attacco, deflessione delle superfici mobili*) ritenute interessanti per lo scopo di questa tesi.

5.1 Condizioni ambiente e angolo di attacco

Essendo il mio lavoro inserito in un contesto di collaborazione con altri membri del team ICARUS, per una questione di gestione di priorità e risorse, è stato scelto di limitare la raccolta dati alla quota zero, in modo da armonizzare studi di natura diversa svolti in parallelo. Tutte le condizioni analizzate saranno perciò effettuate in condizioni ambiente standard ISA ($P_0 = 1atm, T = 15^{\circ}C$).

Per quanto riguarda lo spettro di valori di *velocità* e *angolo di attacco*, ci si è mossi nell'intorno della *condizione di crociera*, descritta in tabella 5.1.

Velocità	Angolo di attacco	Deflessione alettoni
15 m/s	3,5°	0°

Tabella 5.1: Condizione di crociera

Sono state quindi prese in considerazione velocità pari a **10, 15, 20** metri al secondo, e angoli d'attacco pari a **2°, 5°, 8°**.

5.2 Deflessione delle superfici mobili

Innanzitutto, voglio specificare che non sarà considerata l'attuazione dei comandi di volo secondari, i *flap*, dato che il loro utilizzo è previsto solo per le brevi fasi di atterraggio ed, eventualmente, decollo.

In secondo luogo, è stato scelto di analizzare solamente l'effetto degli alettoni azionati in contemporanea, con lo stesso angolo di deflessione δ_a . Ricordo che ciascuna semi-ala del prototipo è equipaggiata con due alettoni indipendenti. Questa scelta progettuale nasce dalla volontà di rendere flessibile ed elastico il progetto, ma la strategia base di attuazione prevede, appunto, la deflessione congiunta delle due superfici, con possibilità di disaccoppiarle in caso di guasto di uno dei comandi di volo.

Da notare che, in futuro, una modulazione delle azioni disaccoppiate dei due alettoni può rivelarsi interessante per migliorare le prestazioni e prevenire lo stallo in virate strette.

Lo studio sul range di deflessioni utili per i comandi di volo primari è stato svolto nel dettaglio nella tesi di laurea "*Valutazione degli angoli di alettone necessari al compimento di manovre tipiche del profilo di missione di un velivolo*", [Bellelli, 2020] del **Dott. Francesco Bellelli**, il quale, analizzando il *profilo di missione* di riferimento (la traversata oceanica), ha stimato la necessità di compiere manovre i cui parametri più stringenti sono mostrati in tabella 5.2.

Velocità [m/s]	Raggio di virata [m]	Tempo di manovra [s]
15	100	0,25

Tabella 5.2: Manovra più stringente

I risultati di questo studio mostrano che il massimo angolo di deflessione degli alettoni *accoppiati*, necessario al compimento delle operazioni, risulta $\delta_a = 18^\circ$.

Il velivolo è comunque predisposto per garantire un grado di libertà rotazionale di $\pm 20^\circ$ per entrambi gli alettoni. $\pm 20^\circ$ sono allora gli estremi del range di deflessioni prese in considerazione.

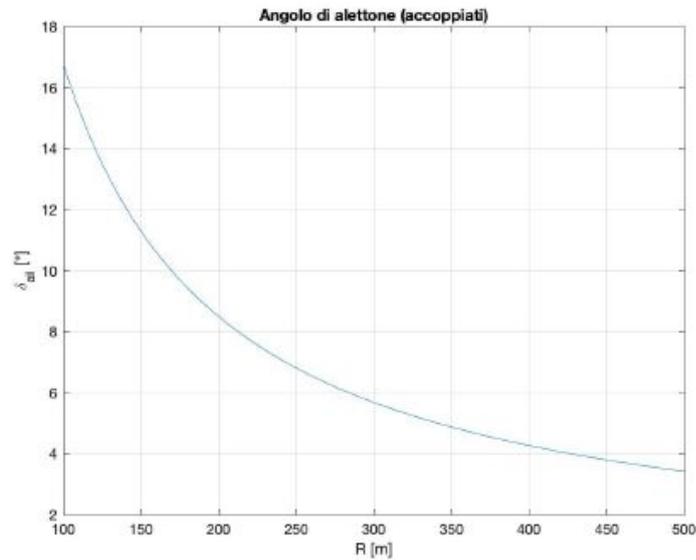


Figura 5.1: Deflessione alettone in funzione del raggio di virata

5.3 Selezione condizioni di volo

A valle delle considerazioni e degli studi sopra citati, ho scelto di raccogliere dati per i gruppi di condizioni mostrati negli schemi grafici 5.2, 5.3 e 5.4, per un totale di quarantuno diverse condizioni di volo.

		delta alettoni									
		-20°	-15°	-10°	-5°	0	5°	10°	15°	20°	
angolo di attacco	2°	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	
	5°	⊘	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊘	
	8°	⊘	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊙	⊘	
		⊙	: Combinazione esaminata								
		⊘	: Combinazione non esaminata								

Figura 5.2: Combinazioni esaminate a 15 m/s

V= 10 m/s		delta alettoni								
		-20°	-15°	-10°	-5°	0	5°	10°	15°	20°
angolo di attacco	2°	⊗	⊗	⊗	⊙	⊙	⊙	⊗	⊗	⊗
	5°	⊗	⊗	⊗	⊙	⊙	⊙	⊗	⊗	⊗
	8°	⊗	⊗	⊗	⊙	⊙	⊙	⊗	⊗	⊗

Figura 5.3: Combinazioni esaminate a 10 m/s

V= 20 m/s		delta alettoni								
		-20°	-15°	-10°	-5°	0	5°	10°	15°	20°
angolo di attacco	2°	⊗	⊗	⊗	⊙	⊙	⊙	⊗	⊗	⊗
	5°	⊗	⊗	⊗	⊙	⊙	⊙	⊗	⊗	⊗
	8°	⊗	⊗	⊗	⊙	⊙	⊙	⊗	⊗	⊗

Figura 5.4: Combinazioni esaminate a 20 m/s

Come si può notare, non sono state svolte analisi ad angoli di deflessione superiori o inferiori a $\pm 10^\circ$ per velocità diverse da quelle di crociera, e comunque mai superiori o inferiori a $\pm 15^\circ$, per *angoli di attacco* maggiori di cinque gradi, in quanto si prevede che il prototipo non operi frequentemente in tali condizioni.

Vorrei poi evidenziare che, inizialmente, nell'intorno di $\delta_a = 0^\circ$ le griglie mostrate sopra presentavano dei raffinamenti con maggiore densità di dati; in particolare con step di 1° fino a $\delta_a = \pm 5^\circ$, e di $2,5^\circ$ fino a $\delta_a = \pm 10^\circ$. Questo intervallo è, infatti, di particolare interesse in quanto raggruppa le condizioni di carico cui sarà più spesso sottoposto il velivolo.

Le analisi aerodinamiche effettuate successivamente hanno però messo in evidenza un comportamento lineare del *momento di cerniera* e del *coefficiente di portanza* (cui può essere relazionato il *campo di pressioni* agente sull'ala), proprio negli intervalli relativi a $+10^\circ \leq \delta_a \leq -10^\circ$.

Sempre per alleviare l'onere computazionale quindi, sono state scartate dal processo le combinazioni "di raffinamento".

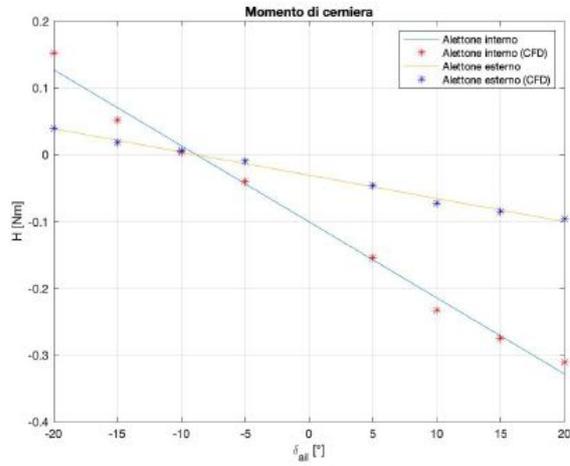


Figura 5.5: Momento di cerniera in funzione della deflessione degli alettoni, in crociera

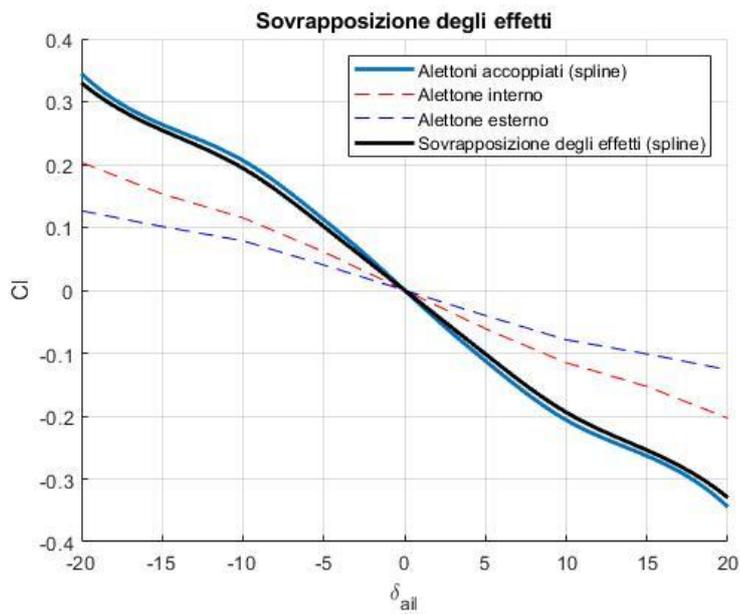


Figura 5.6: Coefficiente di portanza in funzione della deflessione degli alettoni, in crociera

Capitolo 6

Carichi aerodinamici

I carichi aerodinamici e i momenti di cerniera sono stati calcolati tramite simulazioni CFD. Il modello per le simulazioni è stato sviluppato in collaborazione col **Dott. Alessandro D'Addosio**, ingegnere aerodinamico del team ICARUS impegnato nello sviluppo del progetto RA. Il suo studio era volto al calcolo delle derivate aerodinamiche del prototipo; il mio lavoro, quindi, si sposava benissimo con la necessità di valutare i coefficienti di forze e momenti, al variare delle condizioni di volo e delle deflessioni delle superfici.

Le analisi CFD si basano su equazioni altamente non lineari e, inoltre, per produrre risultati affidabili, richiedono una suddivisione del dominio di calcolo molto raffinata, con modellazione di grandi volumi (generalmente con dimensioni grandi da otto a dieci volte la dimensione caratteristica dell'oggetto analizzato).

Per questo motivo ci siamo avvalsi del sistema **HPC** (*High Performance Computing*) del Politecnico di Torino, per il quale al team ICARUS è consentito l'accesso. Il Dot. Alessandro D'Addosio ha quindi preparato la procedura *macro*, scritta in linguaggio *Java*, per impartire comandi, eseguire le simulazioni e generare report direttamente all'interno del server, in modo da evitare di aprire sui nostri portatili file di dimensioni eccessive.

Come anticipato nel breve sommario di questo documento, il software usato per le simulazioni CFD è **Star ccm+** (*versione 15.02.009*) della **Siemens**, per il quale il team ICARUS si serve di una licenza ad ore ottenuta tramite il **DIMEAS** (Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale del Politecnico di Torino).

6.1 Caratteristiche del modello CFD

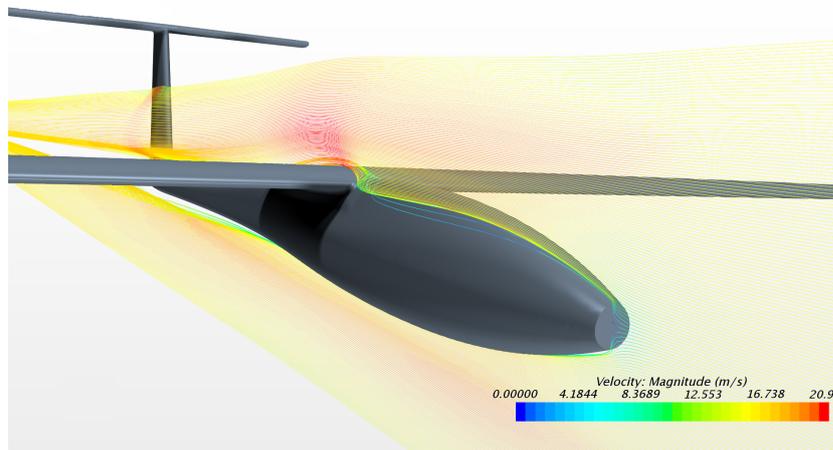


Figura 6.1: Velocità sul piano longitudinale del prototipo RA

6.1.1 Geometria

La geometria di partenza consiste nel modello CAD preparato ad hoc ed importato su Star ccm+ per le simulazioni aerodinamiche. Si tratta della metà destra del prototipo RA, tagliato dal piano di simmetria longitudinale. (Sfruttando la simmetria del velivolo, si possono ottenere i risultati relativi al velivolo completo, impiegando solo la metà del dominio di calcolo).

Prima dell'importazione sono stati arrotondati i bordi di fuga delle varie velature, in quanto le geometrie a cuspide sono problematiche per il software Star ccm+. Le superfici sono poi state preparate con lo strumento di *pre-processing* del software, il quale permette anche la rotazione delle superfici mobili prima di ogni simulazione.

Il dominio è una semisfera di **raggio 20 m** (8 volte la semi-apertura alare) tagliata dal piano di simmetria del velivolo, posto al suo centro.

6.1.2 Mesh

La suddivisione in celle di calcolo, la *mesh*, è stata eseguita con celle poliedriche. Rispetto a suddivisioni tetraedriche o esaedriche, in una *mesh* poliedrica le celle hanno più interfacce di scambio fra loro, e sono quindi più adatte per analisi in cui non è semplice prevedere la direzione del flusso. In geometrie complesse, dunque, a parità di numero di celle, una *mesh*

poliedrica abbatta drasticamente il tempo di simulazione e le iterazioni necessarie per giungere a convergenza, ottenendo oltretutto *residui* minori (quindi risultati più precisi).

La dimensione delle celle è variabile: più grande nella periferia del dominio e più piccola nelle zone dove sono previste rapide variazioni delle caratteristiche del flusso. Sono stati infatti eseguiti dei raffinamenti di vario livello sulle superfici del velivolo, più fini sulle velature e ancora più fini in corrispondenza di bordi d'attacco e di fuga. È stato anche effettuato un raffinamento nell'area interessata dalla scia del velivolo.

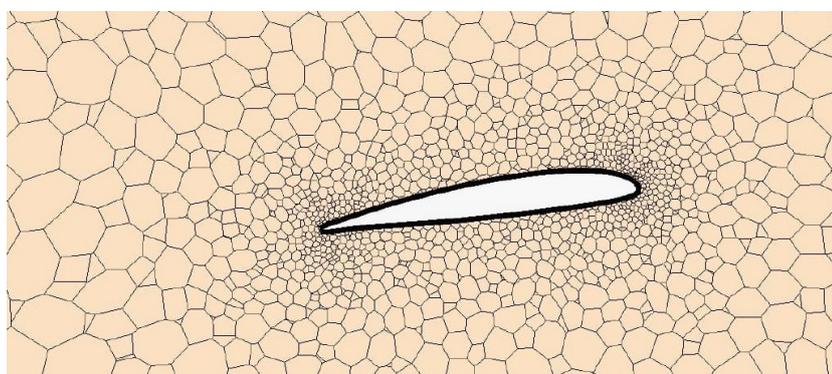


Figura 6.2: Mesh poliedrica attorno al profilo alare

A diretto contatto con le superfici del velivolo, poi, sono stati generati venticinque strati di celle prismatiche parallele alle pareti (figura 6.3). Queste celle, di altezza crescente con la distanza dalla parete, servono per simulare correttamente il comportamento del flusso nel sotto-strato viscoso dello strato limite, ossia quella regione dove gli effetti della viscosità sono prevalenti rispetto alle forze inerziali. Lo spessore di questo strato viene stimato attraverso simulazioni preliminari di un centinaio di iterazioni, per poi essere settato correttamente nella *mesh* definitiva.

Le superfici mobili sono state collocate in regioni dello spazio separate dal resto del dominio tramite elementi di *interfaccia*. In questo modo esse possono essere ruotate in fase di *pre-processing* e, poi, suddivise in celle di calcolo con una *mesh* dedicata, la quale si interfaccia alla *mesh* globale, così che quest'ultima non debba essere ricalcolata a ogni simulazione.

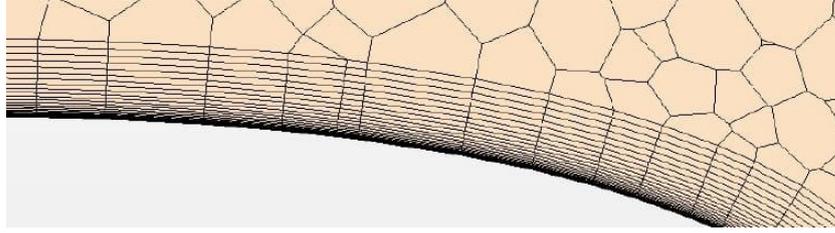


Figura 6.3: Dettaglio *prism layers*

6.1.3 Fisica e condizioni al contorno

Le condizioni al contorno di questo modello sono le seguenti:

- Condizione di *free stream* sui bordi del dominio sferico.
- Condizione di simmetria sul piano xz dal quale è spezzato il velivolo.
- Condizione di tangenza sulle pareti del velivolo.

Per quanto riguarda il flusso, è stato utilizzato un modello **stazionario**, **compressibile** e **turbolento**. Le soluzioni sono ricavate con modello a **flussi separati**, che opera con equazioni disaccoppiate per calcolare velocità e pressione, in quanto a bassi valori di *Mach* non è necessaria la soluzione accoppiata, che rallenterebbe notevolmente il calcolo.

Per simulare la turbolenza è stato usato il metodo **SST k-omega** con modello di transizione $\gamma - Re_\theta$, un metodo ibrido che utilizza equazioni diverse a seconda della prossimità del flusso alle pareti del velivolo, così da assicurare una modellizzazione adatta su tutto il dominio.

Il set di equazioni che viene applicato per calcolare la soluzione è dunque così composto:

- Le **Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations**, ossia le equazioni di Navier-Stokes mediate alla Reynolds, in cui gli effetti della turbolenza - instazionaria - vengono inseriti come contributo *medio* - e stazionario - delle fluttuazioni da essa indotte sul flusso. [Arina, 2015]
- Due sistemi di equazioni alle derivate parziali (**Wilcox k-omega** nel sub-strato viscoso, o **k-epsilon** lontano da parete), che calcolano il contributo della turbolenza tramite il rateo di dissipazione di energia cinetica.
- Una *blending function*, che attiva l'uno o l'altro modello di turbolenza descritti prima, a seconda della regione di flusso in cui avviene il calcolo.

6.2 Assunzioni e limiti del modello

Tutte le analisi vengono svolte in condizioni di flusso stazionario. In realtà il flusso intorno ad un velivolo in manovra evolve nel tempo e interagisce dinamicamente con esso. I carichi aerodinamici calcolati con queste simulazioni sono quindi *statici* e caratteristici del comportamento *a regime* per le varie configurazioni di attuazione dei comandi di volo.

Lo studio del comportamento strutturale del velivolo sottoposto a carichi dinamici va oltre gli obiettivi di questa tesi. Il prototipo, comunque, effettuerà tendenzialmente manovre caratterizzate da risposte molto lente e comandi mantenuti per tempi lunghi. Inoltre, le funzioni di prognostica possono benissimo essere svolte monitorando la deformazione strutturale in condizioni statiche.

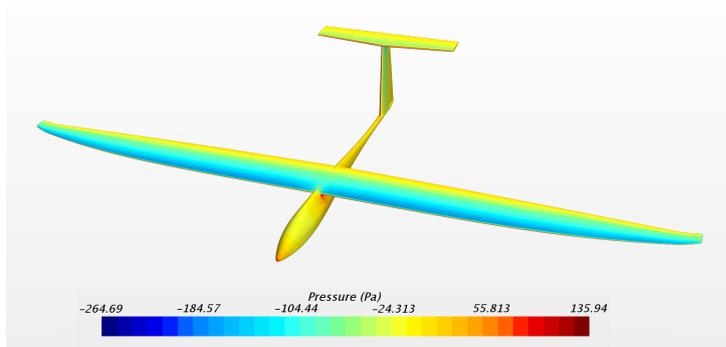


Figura 6.4: Distribuzione di pressione in fase di crociera (velivolo completo)

Un grosso elemento di diversità rispetto al caso reale è costituito dall'assenza dell'elica: nella realtà essa accelera il flusso e aggiunge una componente rotazionale fortemente asimmetrica, che induce un'incidenza diversa sulle due semiali e sulle due semi-aperture di coda. Non sono poi modellate le perturbazioni dovute a sporgenze varie come il carrello, le antenne, e i sensori esterni (pitot e banderuole per rilevare l'incidenza), che però non influiscono di molto sui risultati, specialmente nelle aree di interesse per lo svolgimento di questa tesi. Ovviamente non sono stati modellati elementi microscopici come difetti superficiali, aperture fra giunzioni, e componenti di assemblaggio, in quanto ininfluenti e trascurabili.

A livello numerico la soluzione a *flussi separati* presenta un ottimo comportamento e risultati affidabili per tutti i range di condizioni in cui il prototipo si troverà a volare. I risultati perdono di validità per *Mach* elevati e densità superiori a $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$, ma il velivolo non si avvicinerà mai a queste condizioni.

6.3 Input e output dell'analisi CFD

Il modello CFD sviluppato in questa tesi può ricevere in input i seguenti parametri:

- Condizioni ambiente: pressione e temperatura.
- Velocità del flusso a monte.
- Angolo di attacco del flusso.
- Angoli di deflessione degli alettoni e dell'equilibratore.

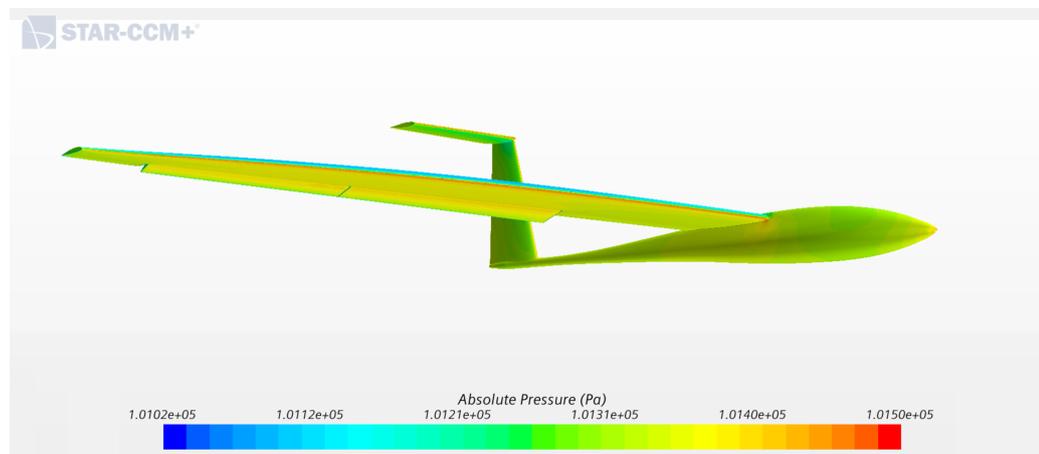


Figura 6.5: Distribuzione di pressione ($V = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 2^\circ$, $\delta_e = 15^\circ$)

Le condizioni ambiente sono state mantenute costanti in tutte le simulazioni effettuate, coi valori di atmosfera standard ISA ($P = 101325 \text{ Pa}$ e $T = 15^\circ \text{ C}$).

Grazie all'adozione di un dominio sferico, si può variare l'angolo d'attacco del velivolo cambiando la direzione del *free stream*, senza ricalcolare la *mesh*. La direzione del flusso viene gestita tramite un sistema di tre versori canonici cui possono essere assegnati valori compresi tra -1 e 1 in rapporto all'angolazione che si desidera ottenere rispetto al sistema di riferimento. Il valore della velocità, in metri al secondo, si può inserire nella sezione *physics* del software. Da notare che tutte le analisi sono state svolte con la direzione del flusso a monte contenuta nel piano longitudinale del velivolo, ma il modello si presta anche per studiare il campo di moto intorno al prototipo in situazioni di *side-slip*.

Nel *pre-processing*, le deflessioni delle superfici mobili vengono gestite nel CAD interno al software *Star ccm+*. Come spiegato nella sezione 6.1.2,

questo accorgimento, insieme alla funzione di *interfaccia* fra regioni del dominio, permette di cambiare il parametro δ_a in modo relativamente veloce. I set di input inseriti per lo svolgimento di questa tesi sono le quarantuno combinazioni presentate nel capitolo 5.3 (figure 5.2, 5.3 e 5.4). Nell'ambito della ricerca delle derivate aerodinamiche, sono state effettuate poi anche altre simulazioni con diversi angoli di equilibratore, ma questi risultati non saranno riportati in questa tesi.

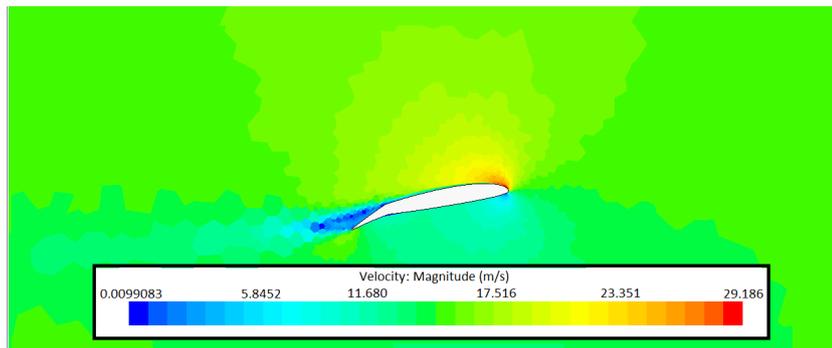


Figura 6.6: Velocità intorno al profilo ($V = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 2^\circ$, $\delta_a = 20^\circ$)

Gli output delle simulazioni aerodinamiche sono così organizzati:

- Immagini .PNG che mostrano report sui coefficienti aerodinamici c_x , c_z e c_m , per il calcolo delle derivate aerodinamiche sul piano longitudinale del velivolo.
- Immagini .PNG che mostrano report sui momenti di rollio ed imbardata, per il calcolo delle derivate aerodinamiche sul piano laterodirezionale.
- Visualizzazioni grafiche in formato .PNG dei campi di pressione e velocità, per valutare qualitativamente il flusso attorno al velivolo.
- Distribuzioni di pressione in formato .csv sui due alettoni presi separatamente, sull'equilibratore, sull'intera coda e sulla fusoliera.
- Immagini .PNG che mostrano report sui momenti di cerniera attorno agli assi dell'alettone interno e dell'alettone esterno.
- Distribuzione di pressione in formato .csv sulla parte fissa dell'ala.

Le ultime due voci di questo elenco riportano gli output utili per il proseguimento della ricerca della miglior configurazione sensoristica. Le pressioni

	A	B	C	D
1	Relative_Pressure (Pa)	X (m)	Y (m)	Z (m)
2	-187.1556484	-0.082203319	-0.371960723	0.110401108
3	-175.6151719	-0.086531982	-0.377196697	0.110276958
4	-178.8200138	-0.078313391	-0.336654472	0.110486786
5	-188.2274088	-0.081157582	-0.343420048	0.110444224
6	-194.5637054	-0.076262534	-0.290893713	0.110522267
7	-200.9924683	-0.083898939	-0.34999681	0.110375432
8	-201.5341109	-0.0859869	-0.356686871	0.110310103

```

Output: (-1.2849E2, -8.3233E1, 0.59922E1) *
Base: (0.000, -0.000, 0.000)
Coordinate System: Cartesian

Variables
-----
Pascal: Pressure (Pa)
Momentum_X:
Momentum_Y:
Momentum_Z:
Trace:
-----
Compute in direction: 1 2.1640000E0, -0.7600000E0, -0.1000000E0 in Cartesian coordinate system
Pascal:
Momentum_X:
Momentum_Y:
Momentum_Z:
Trace:
-----
Momentum: (-0.1017033133333333)

```

(a) Distribuzione di pressione (b) report su momento di cerniera

Figura 6.7: Esempi di output prodotti dall'analisi CFD

riportate nei file di output sono intese come pressioni statiche relative al valore di pressione del flusso a monte. Anche se si tratta di valori numerici e report tabulati, nella realizzazione della *macro* per gestire le istruzioni all'interno del server HPC, è risultato comodo imporre l'acquisizione dei coefficienti e dei momenti aerodinamici sotto forma di immagini.

In generale, i risultati ottenuti da queste simulazioni riportano valori verosimili e coerenti fra loro e vengono perciò reputati affidabili. Una volta realizzato il prototipo, una campagna di test incrociati potrà validare il modello o evidenziarne eventuali difetti.

Capitolo 7

Risposta elastica

Il calcolo della risposta elastica alle varie condizioni di carico è stato effettuato con un metodo agli elementi finiti (**FEM**), attraverso il pacchetto di software **Altair Hyperworks** di cui il team ICARUS possiede una licenza a fini didattici e di ricerca. In particolare sono stati usati i programmi **Hypermesh**, per gestire geometria, materiali e carichi, il solutore **Opti-struct**, per simulare la risposta elastica ai carichi e, infine, **Hyperview** per visualizzare e post-processare i risultati.

Rispetto all'analisi CFD, le simulazioni di meccanica strutturale richiedono uno sforzo computazionale decisamente meno oneroso, in quanto i calcoli si basano su relazioni lineari e il dominio consiste esclusivamente negli elementi che compongono la struttura. Ho potuto quindi effettuare le analisi sul mio portatile.

I requisiti minimi di calcolo per poter utilizzare il modello elaborato in questa tesi sono i seguenti:

- RAM: 10 GB
- Processore: dual-core.

I software del pacchetto *Hyperworks* lavorano con grandezze adimensionali e non è possibile inserire le unità di misura. Per ottenere risultati corretti è necessario adottare valori coerenti ad un sistema di grandezze fisso. Per questo modello si è seguito lo schema esposto in tabella 7.1.

Lunghezza	Massa	Forza
mm	g	N

Tabella 7.1: Sistema di grandezze del modello FEM

Quindi i valori di pressione saranno inseriti in **MPa**, i valori di densità in **g/mm³**, ecc...

7.1 Caratteristiche modello FEM

7.1.1 Geometria

La geometria di partenza consiste in una versione del modello CAD del prototipo, opportunamente modificata. Dopo aver isolato la semiala destra, sono state eseguite le seguenti semplificazioni della geometria:

- Eliminazione sistemi di bordo (batterie e attuatori).
- Eliminazione dei riempimenti in schiuma, il cui contributo alla resistenza strutturale è trascurabile.
- Eliminazione delle superfici mobili, le quali non contribuiscono alla resistenza della struttura, ma che scambiano forze con essa. I carichi trasmessi dalle superfici mobili alla struttura verranno poi inseriti in forma vettoriale.
- Eliminazione della giunzione fra le due campate della semiala. Viene quindi adottata l'ipotesi di *giunzione perfetta*.
- Eliminazione delle aperture per l'accesso a batterie e servo-comandi sul ventre alare.

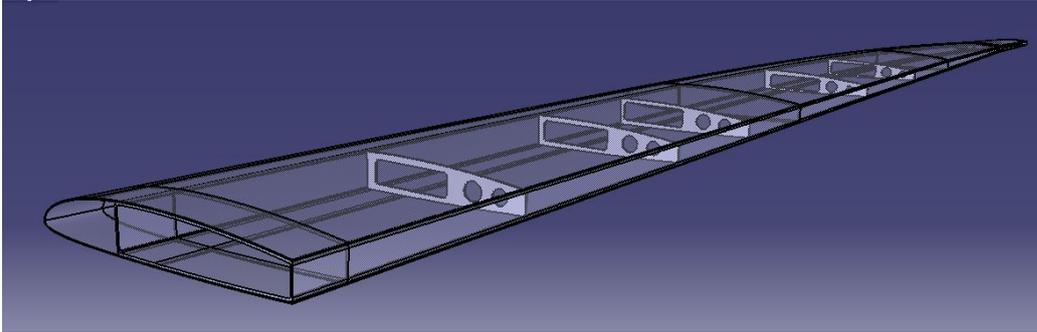


Figura 7.1: modello CAD per analisi FEM

I componenti geometrici importati sul software *Hypermesh* sono dunque:

1. **Rivestimento ala.**
2. **Cassone alare.**
3. **Centine.**

Tutti questi elementi vengono importati come *superfici medie*, ossia superfici bidimensionali che calcano la forma del componente passando per i punti a metà del suo spessore. In questo modo si può effettuare la partizione in *elementi finiti* utilizzando, appunto, elementi bidimensionali, in modo da alleggerire gli oneri computazionali del solutore. Gli spessori saranno introdotti simulando la laminazione, in cui, a ogni strato di fibra di carbonio, verrà assegnato uno spessore.

Sono poi stati importati anche i piani che identificano il sistema di riferimento usato per le analisi CFD, così da poter centrare il campo di pressioni calcolato in precedenza con il modello strutturale della semi-ala.

7.1.2 Suddivisione in elementi finiti

Le geometrie sono state suddivise con una *mesh* bidimensionale, attraverso la modalità *size and bias* di *Hypermesh*. La modalità *size and bias* permette di impostare la dimensione base del singolo elemento (**3mm** per questo modello), e di effettuare l'operazione di *biasing*, con la quale la *mesh* viene infittita esponenzialmente in prossimità dei bordi. Questa funzione si rivela particolarmente utile al bordo di fuga e al bordo d'attacco, dove la curvatura è notevole e servono elementi più piccoli e una partizione più raffinata per riprodurre bene la geometria.

La *mesh* realizzata è di tipo misto, impiega cioè sia elementi finiti di tipo **QUAD**, di quattro lati e ottimi per la precisione del calcolo, sia elementi



Figura 7.2: *Meshing* del rivestimento

finiti di tipo **TRIA**, di tre lati, peggiori per il calcolo della soluzione, ma che meglio approssimano le curvature della geometria.

La *mesh* è stata poi ottimizzata manualmente per ottenere un *quality index* soddisfacente, avvalendosi dei vari strumenti della funzione *mesher*.

7.1.3 Materiali

La caratterizzazione dei materiali sarebbe dovuta avvenire per vie sperimentali, attraverso prove a trazione di diversi provini. Purtroppo l'epidemia di COVID-19 ha comportato la chiusura dei laboratori e questa sperimentazione non è stata eseguita.

Per superare questa problematica, mi è venuto in aiuto il **Dott. Lorenzo Chmet**, membro del team ICARUS che si occupa di aerostutture, con la sua tesi *Analisi numerica e sperimentale della struttura alare di un prototipo*. [Chmet, 2020]

Per la sua tesi, parte dello sviluppo del prototipo RA, Chmet ha stimato le caratteristiche dei materiali da impiegare sul prototipo tramite ricerche in letteratura e attraverso la *suite Multiscale Designer* del pacchetto Altair Hyperworks.

Il tessuto scelto per le componenti della semiala è il **TeXtreme™ Carbon fabric 80 g/m²** (figura 7.3 e tabella 7.2), che, per la laminazione, verrà miscelato con resina epossidica **SX10 EVO** con le seguenti proporzioni in massa:

- 40% matrice
- 60% fibra

Modulo di Young	Tensione di rottura	Densità	Diametro fibre
240 GPa	4800 MPa	1.79 g/cm ³	7μm

Tabella 7.2: Caratteristiche meccaniche tessuto TeXtreme™



Figura 7.3: Tessuto TeXtreme™

Le caratteristiche del composito in carbonio dei laminati, stimate con *Multiscale Designer* (e arrotondate in senso conservativo), impiegate per l'analisi FEM sono riassunte nella seguente tabella (7.3):

E_x [MPa]	E_y [Mpa]	G_{xy} [MPa]	ν (piano xy)	ρ [g/mm ³]
$8,50 \times 10^4$	$8,50 \times 10^4$	$1,156 \times 10^4$	$4,268 \times 10^{-2}$	$1,55 \times 10^{-3}$

Tabella 7.3: Caratteristiche laminato per analisi FEM

Per un'analisi *lineare* come quella effettuata, sono sufficienti questi dati. Il modello dei laminati viene completato inserendo numero di strati e orientamento delle fibre per ciascun componente, come elencato di seguito:

- **Rivestimento:** due strati a $\pm 45^\circ$.
- **Cassone:** due strati a $\pm 90^\circ$.
- **Centine:** otto strati ciascuna, quattro a $+45^\circ$ e quattro a -45° .

Vi è poi un secondo materiale da introdurre: il collante strutturale con cui verranno incollati fra loro cassone e rivestimento. Nella realtà saranno utilizzati approssimativamente 20 cl di colla, di densità 1150 Kg/m³, per un totale di circa 200 grammi distribuiti sull'intera semi-apertura alare. Nel modello FEM, però, è stata simulata una connessione rigida tra i due componenti tramite un elemento fittizio, un *connector*, che riempie il gap fra cassone e rivestimento, e per il quale non sono richieste le proprietà meccaniche.

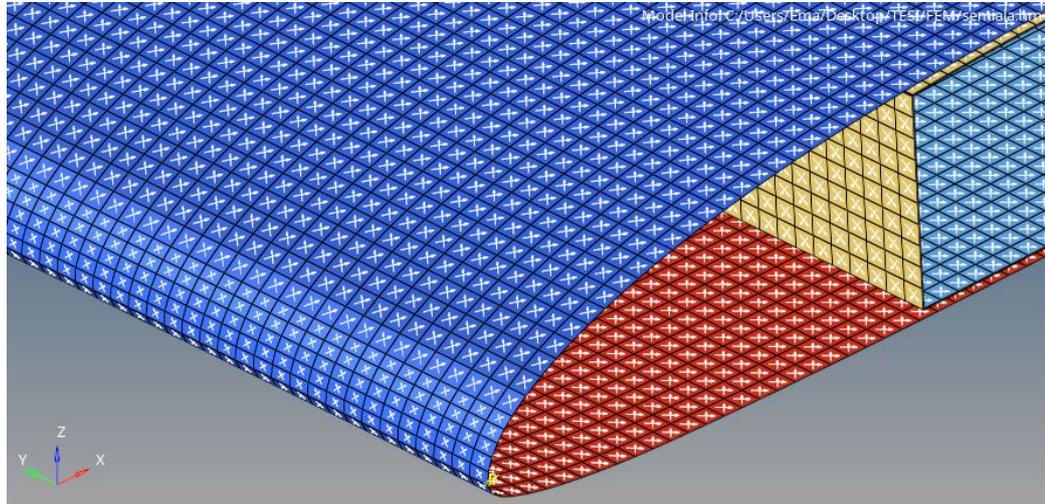


Figura 7.4: Applicazione laminato e orientamento fibre

7.1.4 Criterio risolutivo

Una volta avviata l'analisi, per prima cosa il solutore costruisce *le matrici di connectivity*, ossia matrici che mettono in relazione i nodi e i gradi di libertà dei singoli elementi della *mesh* (indicizzati numericamente), con il sistema di riferimento globale.

In una seconda fase vengono calcolate le *matrici di rigidezza* dei singoli elementi e assemblate nella *matrice di rigidezza globale*. Questa matrice ha dimensione molto grande e la sua costruzione richiede diversi passaggi. Questa è, infatti, la fase in cui vi è il picco di RAM utilizzata.

Il solutore, poi, calcola gli spostamenti secondo la seguente relazione:

$$[\mathbf{K}^G] \{ \mathbf{q}^G \} = \{ \mathbf{F}^G \} \quad (7.1)$$

Dove i vari termini indicano:

- $[\mathbf{K}^G]$: matrice di rigidezza globale.
- $\{ \mathbf{q}^G \}$: vettore degli spostamenti globali.
- $\{ \mathbf{F}^G \}$: vettore delle forze esterne.

Infine, si passa al calcolo dei parametri desiderati.

Per quest'analisi si è specificatamente richiesto al solutore *Optistruct* di calcolare esclusivamente **tensioni** e **deformazioni**, le cui differenze fra le varie condizioni di carico, guideranno la scelta della configurazione sensoristica.

Il criterio di risoluzione adottato è il **Criterio di Von Mises**.

Optistruct calcola i vettori principali di tensione e deformazione, a partire dal tensore \mathbf{S} (di tensione o di deformazione) tramite la cubica:

$$\mathbf{S}^3 - I_1\mathbf{S}^2 + I_2\mathbf{S} - I_3 = 0 \quad (7.2)$$

Con:

- $I_1 = S_{xx} + S_{yy} + S_{zz}$
- $I_2 = S_{xx}S_{yy} + S_{xx}S_{zz} + S_{yy}S_{zz} - S_{xy}^2 - S_{xz}^2 - S_{yz}^2$
- $I_3 = S_{xx}S_{yy}S_{zz} + 2S_{xy}S_{xz}S_{yz} - S_{xx}S_{yz}^2 - S_{yy}S_{xz}^2 - S_{xx}S_{xy}^2$

Per poi calcolare le **tensioni di Von Mises**, secondo la formula:

$$\sigma = \sqrt{\frac{(P_1 - P_2)^2(P_2 - P_3)^2(P_3 - P_1)^2}{2}} \quad (7.3)$$

Dove P_1, P_2, P_3 sono le *tensioni principali* calcolate con la 7.2.

E le **deformazioni di Von Mises**, con la formula:

$$\epsilon = \frac{1}{1 + \nu} \sqrt{\frac{(P_1 - P_2)^2(P_2 - P_3)^2(P_3 - P_1)^2}{2}} \quad (7.4)$$

Dove P_1, P_2, P_3 sono le *deformazioni principali* calcolate con la 7.2, e ν è il coefficiente di Poisson.

[Alt, 2020]

7.2 Carichi applicati

Il modello appena descritto riceve in input i valori dei carichi esterni, i quali possono essere applicati direttamente ai nodi della *mesh*, oppure indirettamente, importando un campo di pressione che viene scomposto in vari sforzi normali assegnati agli elementi della *mesh*.

Le analisi effettuate prevedono carichi di diverso tipo:

- **Reazioni vincolari.**
- **Carichi aerodinamici.**
- **Carichi di massa.**

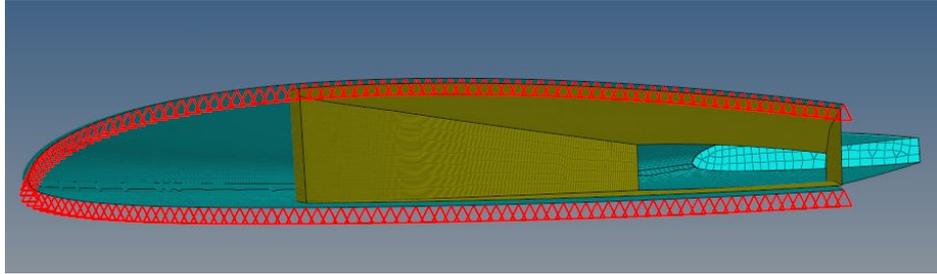


Figura 7.5: Vincoli strutturali

7.2.1 Vincoli

La semi-ala è ovviamente solidale all'altra semi-ala nei punti di continuità dei componenti, ed è inoltre vincolata alla fusoliera tramite un inserto in alluminio imbullonato in due punti. (Figura 7.6)

La continuità dei componenti verso la semiala sinistra viene simulata da vincoli di incastro su ogni nodo dei bordi di rivestimento e cassone, a contatto con il piano di simmetria. La giunzione alla fusoliera viene anch'essa simulata da vincoli di incastro su tutti i nodi del cassone corrispondenti all'area dove verrà inserito l'inserto in alluminio. Quest'area si estende per i primi **5cm** di apertura del ventre del cassone e ne occupa l'intera corda. I nodi così modellati risponderanno con tensioni uguali e contrarie agli sforzi che riceveranno dagli altri elementi lungo e attorno ai tre assi x y e z . In figura 7.6 è mostrato uno schema esploso della giunzione tra ala e fusoliera. Si nota l'inserto in alluminio integrato nel cassone in fase di laminazione per poter giuntare il componente strutturale alla fusoliera. Come è noto, infatti, non è possibile utilizzare viti o simili nei componenti in fibra di carbonio.

Il componente bianco, descritto come "*elemento intercambiabile*", è uno spessore in PLA utilizzato per gestire e sperimentare diversi calettamenti dell'ala del prototipo.

Generare, nel modello FEM, una piccola area con caratteristiche meccaniche specifiche in corrispondenza dell'inserto sarebbe stato troppo dispendioso rispetto all'effettivo guadagno di precisione che ne sarebbe risultato. Data l'elevata rigidità dell'inserto, che è molto spesso, è stato deciso di ipotizzare che la zona di contatto fra cassone e l'*elemento intercambiabile* avesse *rigidità infinita*.

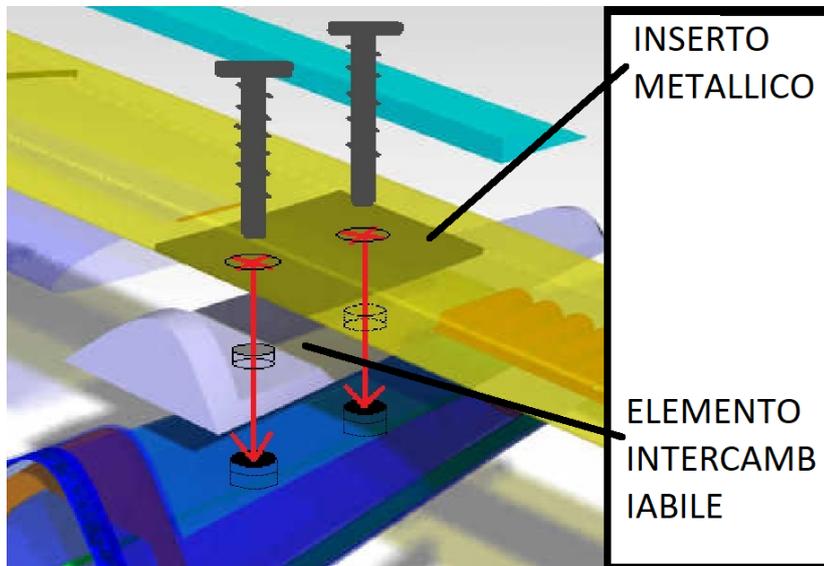


Figura 7.6: Dettaglio giunzione ala-fusoliera

7.2.2 Carichi aerodinamici

I carichi aerodinamici cui è sottoposta la struttura derivano dalla distribuzione di pressione attorno all'ala e dagli sforzi trasmessi dalle superfici mobili.

I campi di pressione calcolati via CFD vengono importati sul software come file *.csv* nel formato descritto in tabella 7.4.

|| X [mm] || Y [mm] || Z [mm] || Pressioni [MPa] ||

Tabella 7.4: Formato file per campo di pressioni

Con la funzione *field*, *Hypermesh* assegna a ogni punto dello spazio indicato dalle coordinate \mathbf{x} , \mathbf{y} e \mathbf{z} il relativo valore di pressione e stabilisce una corrispondenza (non necessariamente biunivoca) tra i punti dello spazio e gli elementi della *mesh*. Dopodiché, sul centro di ogni elemento, applica vettori di pressione normali alla loro superficie, dal valore mediato secondo le relazioni di corrispondenza fra punti $(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z})$ ed elementi finiti.

In figura 7.7 è mostrato il campo di pressione applicato agli elementi del rivestimento per la condizione di volo $V = 15 \text{ m/s}$, $\alpha = 2^\circ$, $\delta_a = -20^\circ$. Si nota bene l'effetto degli alettoni che, azionati in senso negativo (secondo la convenzione comune), generano un relativo aumento di pressione sul dorso del velivolo, provocando un decremento di portanza. Sono, inoltre,

evidenziati i vettori relativi ai carichi trasmessi dagli alettoni alla struttura, attraverso i servocomandi.

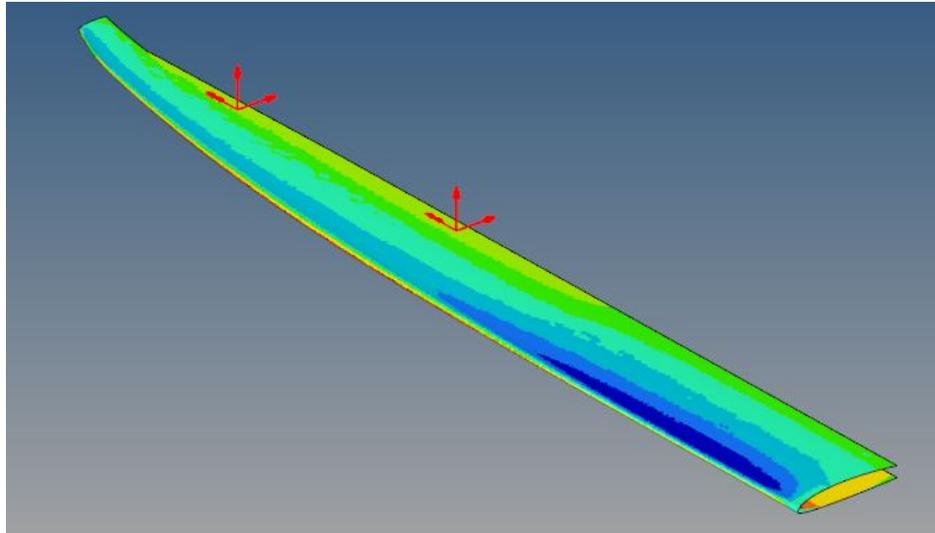


Figura 7.7: Campo di pressioni e carichi concentrati applicati alla struttura

Come ho spiegato nella breve descrizione del prototipo, nella sezione 3.2.4, l'architettura delle superfici mobili non prevede giunzioni rigide alla struttura alare: fatta eccezione per il meccanismo d'attuazione, gli alettoni sono attaccati al rivestimento dell'ala esclusivamente tramite del nastro adesivo che ne tiene affiancati gli spigoli comuni sul dorso del profilo.

I carichi dovuti al momento di cerniera sono dunque trasmessi alla struttura solo tramite i braccetti d'attuazione dei servo-comandi. Nel calcolo delle *reazioni vincolari* con cui la struttura reagisce a questi sforzi, i suddetti braccetti vengono considerati come *aste rigide* e i carichi sono stati calcolati manualmente secondo la teoria statica per le strutture di questo tipo, trasportando quindi forze e momenti (ricavati dalle analisi CFD) nei punti in cui gli attuatori sono vincolati alla struttura.

In figura 7.8 è mostrato lo schema utilizzato per il calcolo dei carichi concentrati nel centro della base di fissaggio dell'attuatore.

Dall'analisi CFD è risultato che i momenti di cerniera disallineati alla cerniera stessa hanno valori molto piccoli rispetto al momento attorno all'asse di rotazione degli alettoni; le coppie e le forze di reazione da essi generati sono state perciò ritenute trascurabili.

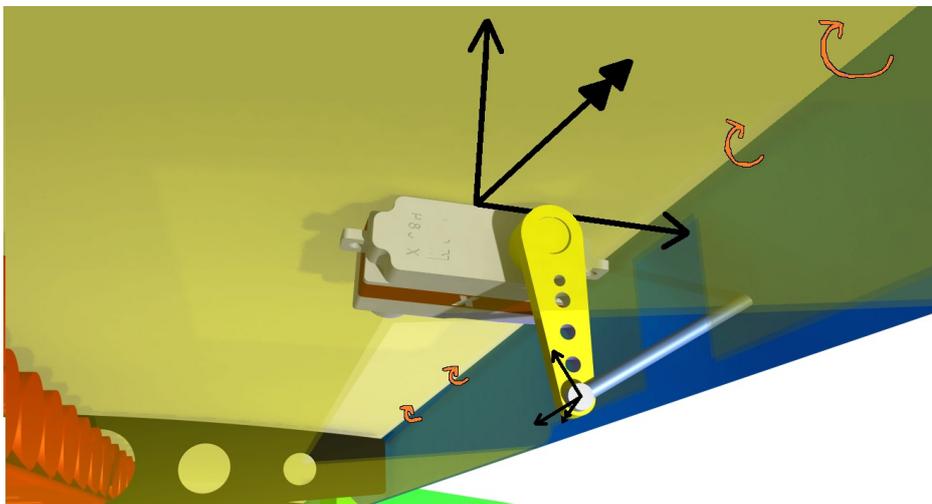


Figura 7.8: Momento di cerniera e carichi concentrati applicati alla struttura

7.2.3 Carichi di massa

Infine, sono stati impostati i carichi di massa. Il solutore calcola automaticamente il peso dei componenti, quindi del cassone, del rivestimento e delle centine.

Sono invece stati inseriti i carichi dovuti al peso delle batterie. Le batterie possono essere imbarcate nel velivolo con diverse disposizioni, a seconda degli obiettivi di test o di missione. Per questo lavoro ho scelto di valutare la configurazione di massimo carico, in modo da predisporre il sistema di monitoraggio a fibre ottiche in vista dei voli a lunga gittata, obiettivo ultimo del progetto.

I pacchi batterie sono collocati all'interno dell'ala, appoggiati sul fondo del cassone. Per simularne il peso è stato disposto un carico distribuito linearmente lungo i baricentri delle batterie e applicato agli elementi del cassone che le sosterranno. La massa per unità di lunghezza dei pacchi batterie, arrotondata per eccesso, è di **2,5kg/m**. In condizione di carico massimo la semiala imbarca un pacco di 800 mm (40 batterie), e uno di 650 mm (32 batterie); sono quindi stati applicati un carico di **2Kg** distribuito sulla lunghezza del pacco interno, e uno di **1,625Kg** in corrispondenza dell'estensione del pacco esterno.

Non sono stati considerati i pesi di altri sistemi, in quanto trascurabili.

In figura 7.9 è mostrata la semiala sottoposta ai carichi dovuti alla condizione di volo riassunta in tabella 7.5:

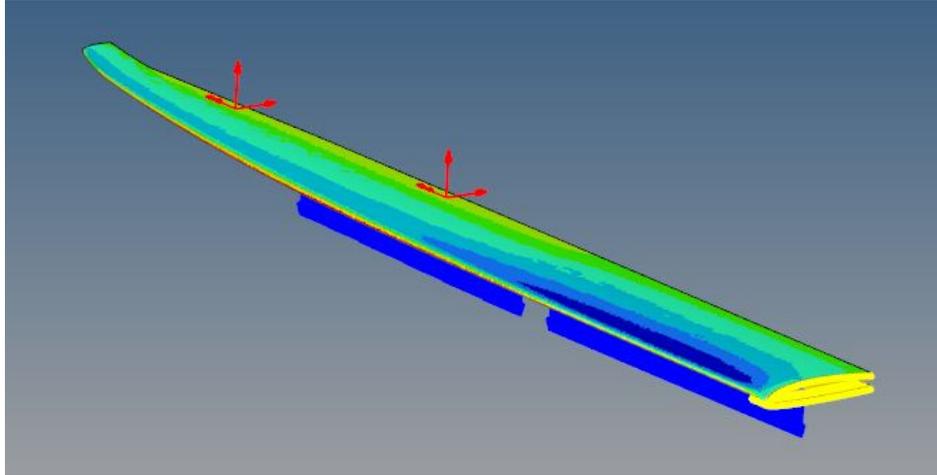


Figura 7.9: Tutti i carichi agenti sulla semiala

In blu il carico distribuito dovuto al peso delle batterie, in giallo i vincoli di simmetria e della giunzione, in rosso i carichi concentrati dovuti ai momenti di cerniera e, infine, i carichi generati dal campo di pressione distribuiti sulla superficie con scala cromatica dal rosso al blu.

$$\| V = 15 \text{ m/s} \quad \| \alpha = 2^\circ \quad \| \delta_e = -20^\circ \quad \|$$

Tabella 7.5: Condizione di volo modellata attraverso i carichi in figura 7.9

7.3 Ipotesi, assunzioni, e limiti del modello

7.3.1 Semplificazioni della geometria

Il modello FEM presenta diverse semplificazioni. Prima fra tutte l'assenza della giunzione fra le campate alari.

Nel capitolo 3.2.3 è stato descritto il meccanismo scelto per giuntare l'estremità al tronco centrale dell'ala. Il meccanismo prevede l'incastro per *interferenza* fra le due superfici e il fissaggio tramite viti e bulloni di un'area rinforzata. Il comportamento meccanico di questa giunzione risulta difficile da modellare, ed è comunque tutt'ora in fase di sperimentazione nel laboratorio del team ICARUS. Sebbene si tratti di un meccanismo importante nella risposta elastica della struttura, è stato scelto di non simularlo, in modo da non complicare eccessivamente il modello FEM senza avere la certezza di poterne riprodurre fedelmente il comportamento.

Come anticipato, quindi, si è supposta la continuità delle proprietà strutturali lungo tutto il cassone, considerandolo come pezzo unico.

Una seconda semplificazione consiste nel non considerare le aperture che consentono l'accesso all'interno del cassone, ricavate sul ventre dell'ala. La struttura reale non è un guscio completamente chiuso, mentre lo è nel modello.

Anche se ventre e dorso del cassone, al contrario delle due pareti verticali - i longheroni virtuali -, contribuiscono in minima parte alla rigidità flessionale, le aperture interrompono i percorsi di carico e riducono la rigidità torsionale. Si stima, però, che queste aperture abbiano un effetto minimo sul comportamento globale della struttura e, comunque, la loro posizione e dimensione non è ancora stata definita nel progetto del prototipo. Va comunque evidenziata la loro assenza nel modello come elemento di semplificazione rispetto al caso reale.

7.3.2 Imprecisioni relative ai materiali

Come spiegato in sezione 7.1.3, non è stato possibile caratterizzare il laminato per via sperimentale e le sue proprietà meccaniche sono state ricavate attraverso un metodo numerico. Per quanto i risultati ricavati con questo metodo risultino affidabili, sarà necessario validarli sperimentalmente ed, eventualmente, eseguire una seconda campagna di simulazioni se le caratteristiche stimate si discostassero di molto da quelle reali. A questo scopo sono già stati preparati 15 provini, pronti per essere testati il prima possibile.



Figura 7.10: Preparazione provini in laminato

Per quanto riguarda il collante strutturale con cui verranno incollati fra loro i vari componenti, non è stato sviluppato un vero e proprio modello. La letteratura è ricca di informazioni sulla meccanica degli incollaggi, per altro argomento trattato nel corso di *progettazione di veicoli aerospaziali* del Politecnico di Torino, ma, per semplificare il modello e per mancanza di dati sul collante, non ancora scelto, ho deciso di non implementare questa teoria nello sviluppo del modello.

Il componente di connessione fra le superfici, quindi, non è descritto da alcuna proprietà meccanica, ma serve solo a rendere i vari componenti solidali fra loro.

7.3.3 Altre imprecisioni e limiti del modello

Un'ultima differenza fra il modello e il caso reale, in termini di architettura, consiste nella modellazione delle centine. La loro geometria riproduce fedelmente quella prevista per i componenti reali, tuttavia esse saranno realizzate come componenti *sandwich* (capitolo 3.2.3), mentre nel modello FEM esse sono costituite interamente da strati di laminato. La realizzazione delle centine con un'architettura di tipo *sandwich* è una finezza che permette di risparmiare qualche grammo (uno dei tanti dettagli fondamentali per la ricerca delle massime prestazioni a cui ambisce il progetto RA). Questa piccola differenza di massa è ritenuta trascurabile e si può quindi semplificare il modello anche su quest'aspetto.

Infine, come per le analisi CFD, bisogna evidenziare che la risposta elastica è stata calcolata in condizioni di carico statiche. Nella realtà i carichi agenti sul velivolo in manovra saranno di natura dinamica. I risultati ottenuti con questo modello, dunque, descrivono solamente la risposta alle quarantuno condizioni di carico prese in esame a *transitorio esaurito*.

7.4 Risultati, post-processing e output

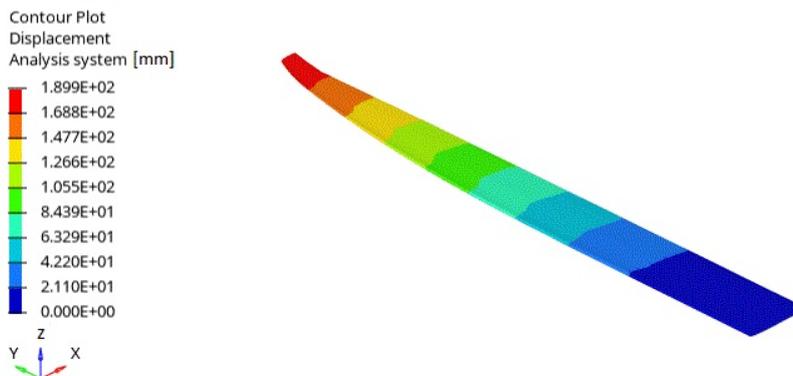


Figura 7.11: Deformazione semi-ala in fase di crociera

Il solutore *Optistruct* produce dei report sotto forma di file di testo per i parametri richiesti, ma, per ottenere dei risultati più specifici, al fine di definire la configurazione dei sensori FBG, ho utilizzato il software di *post-processing Hyperview*, per eseguire alcune operazioni sui risultati.

In particolare è stato necessario selezionare le aree che si intende strumentare con la fibra ottica e raccogliere solamente le informazioni utili all'elaborazione finale. Per il sistema a fibra ottica, infatti, risultano d'interesse solo le deformazioni del cassone, localizzate sul dorso e su una stretta striscia della superficie ventrale.

É stato inoltre necessario tenere traccia degli **ID elemento**, ossia i numeri identificativi di ciascun elemento della *mesh*, delle coordinate del loro **centroide** e dei relativi valori di **deformazione**.

Si è dunque proceduto generando un *set* di elementi, raggruppati in un insieme delle sole superfici d'interesse (in rosso in figura 7.12), per poi esportare un file *.csv*, di cui è riportato un esempio in figura 7.13, tramite una apposita *query* relativa al *set* di elementi predisposto.

Il formato dei file di output dell'analisi FEM è il seguente (tabella 7.6):

<i>Element ID</i>	<i>Element centroid</i>	<i>Element strain</i>
Numero intero	coordinate, separate da spazi	In notazione scientifica

Tabella 7.6: Formato output dell'analisi FEM per i valori di strain

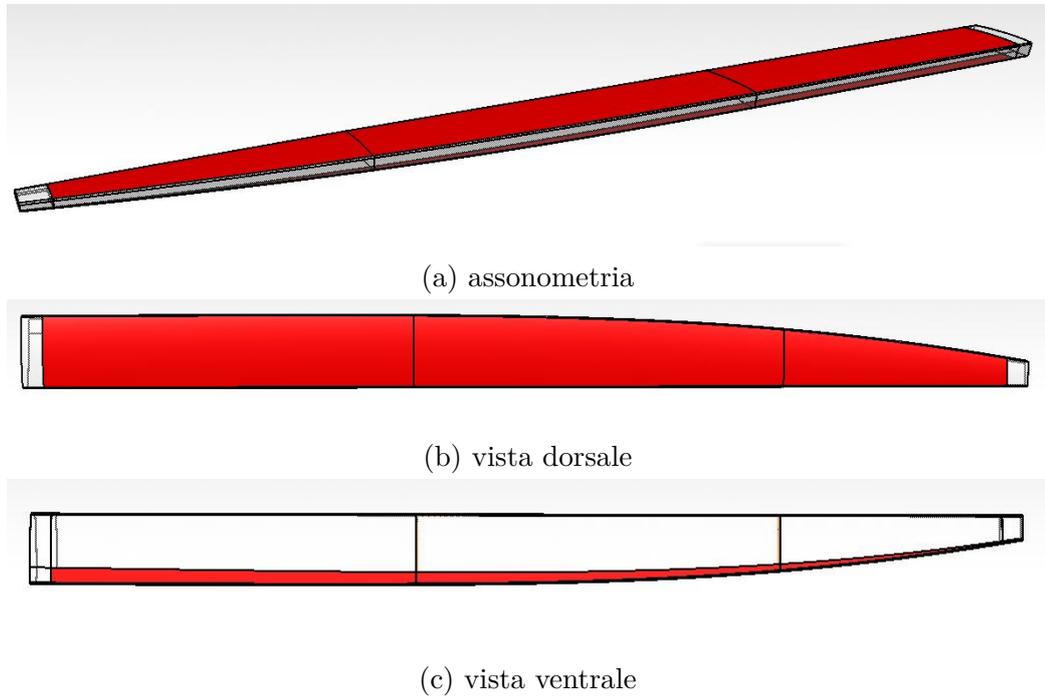


Figura 7.12: Superfici disponibili per la stesura delle fibre ottiche

	A	B	C
1	Element ID	Element centroid (x,y,z)	Element strain
2			
3	150903	87.230637 65.825554 -7.545123	1.56E-04
4	150904	90.632721 65.823883 -7.505330	1.54E-04
5	150906	87.183388 72.873314 -7.575561	1.34E-04
6	150907	87.206985 69.349449 -7.561089	1.42E-04
7	150920	87.301971 55.253723 -7.479583	1.91E-04
8	150921	87.325935 51.729832 -7.457211	1.36E-04

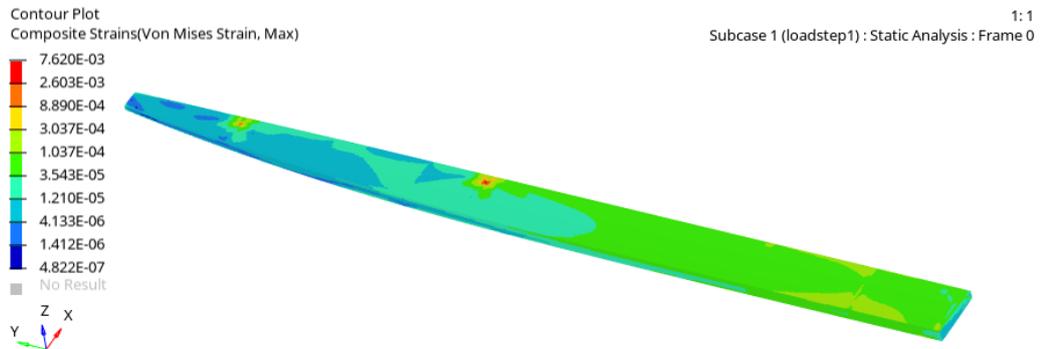
Figura 7.13: Esempio file di output dell'analisi FEM

È interessante mostrare un confronto tra i *campi di deformazione* dovuti a diverse deflessioni δ_a degli alettoni a partire dalla condizione di crociera. Questo confronto è esposto in figura 7.14, nella quale, sul cassone, sono mappate, tramite una scala cromatica (con andamento logaritmico), le deformazioni ottenute conseguentemente a tre comandi di alettone differenti.

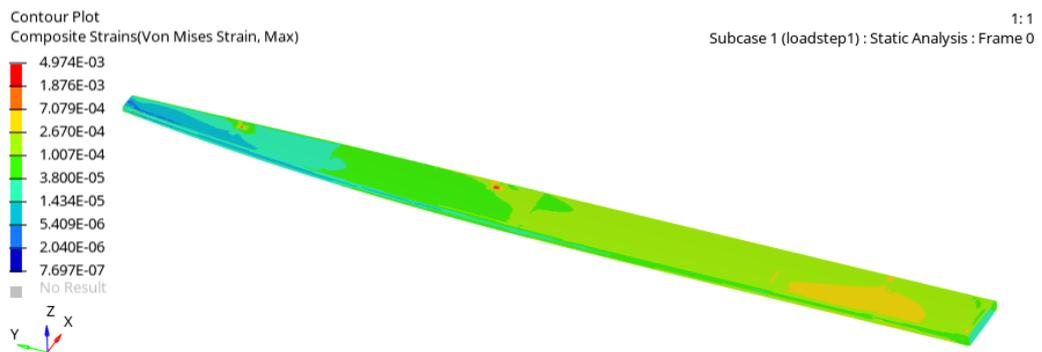
Si nota innanzitutto come, in corrispondenza degli attuatori, vi sia un fortissimo picco di deformazione. Dato che in quei punti sono applicati i carichi concentrati generati dal momento di cerniera, è logico aspettarsi un

risultato di questo tipo.

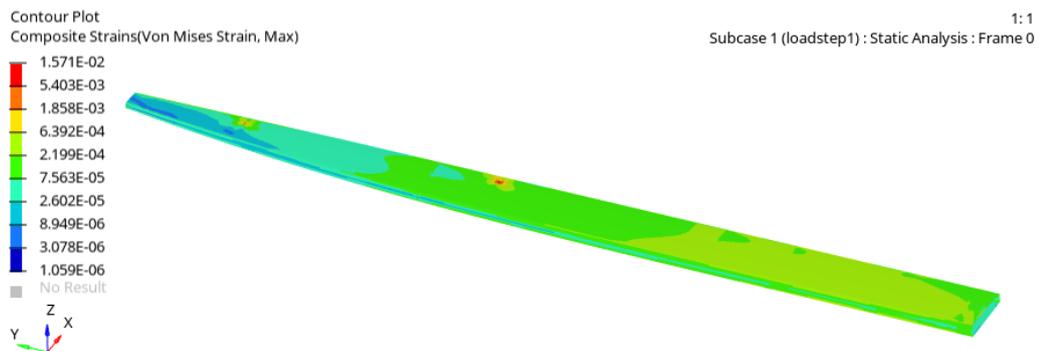
Come prevedibile, poi, le deformazioni sono maggiori alla radice alare e minori all'estremità. Quello che è interessante però, è la *differenza di deformazione* tra una condizione e l'altra e, nel prossimo capitolo, si evidenzieranno le posizioni in cui questa differenza è maggiore.



(a) $\delta_a = -20^\circ$



(b) $\delta_a = 0^\circ$



(c) $\delta_a = +20^\circ$

Figura 7.14: Confronto deformazioni dovute a diverse deflessioni di alettone

Capitolo 8

Configurazione sensori

In questo capitolo verrà esposto come i dati ricavati fin qui sono stati utilizzati per definire la configurazione dei sensori FBG, al fine di ottenere un sistema ottico capace di monitorare efficacemente la struttura e svolgere funzioni di prognostica sugli attuatori, impiegando un numero di sensori ridotto.

La scelta, però, non muove esclusivamente dal trattamento dei dati ricavati via FEM, ma anche da considerazioni qualitative sul comportamento della struttura, da vincoli progettuali e, in generale, da una visione più ampia delle caratteristiche del prototipo, le interazioni fra i suoi sistemi e le priorità e gli obiettivi che si vogliono perseguire.

Nel processo decisionale che ha portato alla definizione finale della configurazione, non mi sono avvalso di *trade-off* schematici e formalizzati, quanto più di ragionamenti articolati e flessibili. Le scelte intraprese verranno comunque argomentate, esponendo le varie ragioni che hanno portato alle conclusioni e alle soluzioni adottate.

8.1 Vincoli e requisiti

Le funzioni per cui viene progettato questo sistema sono:

- Prognostica sugli attuatori degli alettoni.
- Monitoraggio dello stato di salute della struttura in composito.

Inoltre, non è da escludere una possibile evoluzione che implementi logiche di riduzione dei consumi, tramite la correzione dell'assetto in base ai criteri dell'*aeroelasticità*.

I vincoli, le linee guida da rispettare e le prestazioni da perseguire nella determinazione della configurazione finale sono dunque:

1. Sensibilità a variazioni del momento di cerniera.
2. Sensibilità al campo di deformazioni globale.
3. Sensibilità alla torsione.
4. Mantenimento dell'integrità e della robustezza della struttura.
5. Rispetto dei vincoli imposti dalle giunture.
6. Rispetto dei vincoli imposti dalle aperture lungo la struttura.
7. Prevenzione dell'attenuazione del segnale (evitare elevate macro piegature delle fibre ottiche).
8. Robustezza del sistema di monitoraggio stesso.
9. Predisposizione per la compensazione dell'effetto della temperatura.
10. Affidabilità del sistema.

Questi requisiti non sono formalizzati da specifiche con parametri espliciti, ma sono piuttosto da interpretare come, appunto, linee guida.

Il lavoro esposto fino a questo punto, insieme allo sviluppo del codice MATLAB descritto nella prossima sezione, sono volti principalmente a soddisfare i requisiti 1, 2 e 10. Il sistema, infatti, sarà tanto più sensibile quanto più i sensori saranno posizionati in corrispondenza delle più ampie variazioni di deformazione. Inoltre, esso sarà tanto più affidabile quanto minore sarà il numero di sensori adottati (perchè minore sarà la probabilità che uno di essi si guasti).

Per rispettare il requisito 3, invece, bisognerà che vi siano alcuni sensori posti a sufficiente distanza dall'asse neutro di torsione.

Avendo limitato la ricerca dei punti di *massima variazione di deformazione* a specifiche regioni della struttura (figura 7.12), sono anche già soddisfatti i requisiti 4 e 6: le superfici considerate non saranno sede di aperture d'accesso, e non coinvolgono le pareti verticali del cassone, ossia le zone che più contribuiscono alla rigidezza della struttura e le cui proprietà meccaniche potrebbero essere compromesse dall'integrazione delle fibre ottiche in fase di produzione.

I restanti requisiti e linee guida saranno considerati solo dopo aver calcolato le posizioni che garantiscono maggior sensibilità.

8.2 Codice MATLAB

Al fine di rilevare i punti caratterizzati dalla *massima variazione di deformazione* ($\Delta_{str}max$), a partire dai risultati dell'analisi FEM, è stato sviluppato un codice MATLAB. Questo script, in breve, acquisisce i file generati dall'analisi FEM, confronta uno ad uno gli elementi della *mesh* strutturale con i loro omologhi - soggetti a diverse condizioni di carico -, e evidenzia quelli per cui si registra il massimo valore di Δ_{str} , esportandoli poi in un file di *output*.

È logico aspettarsi che tutti gli elementi di *massima variazione di deformazione* siano concentrati intorno allo stesso punto della struttura; per questo, nel codice, il dominio di calcolo viene diviso in sotto-domini di pari dimensione, in base al numero di sensori che si intende impiegare. per ciascun sotto-dominio si ricerca un unico $\Delta_{str}max$, in modo da garantire una buona distribuzione dei sensori.

Essendo il codice relativamente corto, viene riportato nella sua integrità e commentato di seguito, in modo tale da poter essere sfruttato per ulteriori applicazioni.

8.2.1 Blocco di input

```
%% INPUT

numFiles = 41;      % numero condizioni di volo esaminate
sensori = 20;      % numero sensori che intendo mettere
meshElem = 33088;  % numero elementi della mesh
```

Il codice riceve tre valori di input da inserire manualmente.

8.2.2 Blocco di acquisizione file

```
%% ACQUISIZIONE FILE

GLOB = cell(1,numFiles);

for n = 1:numFiles
    GLOBn = load(sprintf('M%d.csv',n));
end

load ('coordinate_elementi_mesh.csv'); %file con coordinate indeformate
```

In questo blocco lo script acquisisce i file ottenuti dall'analisi FEM. Essi devono avere il formato specificato in tabella 7.6 ed essere nominati con numeri sequenziali, preceduti dalla lettera **M** (M1, M2, M3...).

I file vengono organizzati sotto forma di matrici nelle celle del *vettore struttura GLOB*. Per accedere agli elementi delle matrici, all'interno di un *vettore struttura*, si usano le parentesi graffe per indicare la cella e le tonde per gli elementi all'interno della matrice, a sua volta all'interno della cella. Per esempio, se si volesse conoscere il valore di deformazione dell'elemento *i-esimo* della condizione di sollecitazione *n*, il comando è il seguente:

```
GLOB {1,n} (i,5)
```

Il file *ordinate_elementi_mesh*, caricato a fine blocco, contiene tre colonne rappresentanti le coordinate degli elementi nella condizione di ala imperturbata.

8.2.3 Inizializzazione vettori di risultati

```
%% VETTORE RISULTATI

DEFORM = zeros(6,sensori);      % risultati su deformate miste
RESULTS = zeros(6,sensori);    % risultati su geometria indeformata
```

Vengono inizializzati i vettori su cui verranno salvati i risultati. DEFORM riporta i dati relativi a condizioni di sollecitazione miste, mentre RESULTS riporta i dati dimensionali relativi alla struttura in quiete, ossia il risultato finale.

Questi vettori raccolgono cinque categorie di dati disposti per righe. Ogni colonna è relativa a un sensore. (Tabella 8.1).

riga1	ID Elemento	...
riga2	$\Delta_{str}max$...
riga3	-----	...
riga4	Coordinata x [mm]	...
riga5	Coordinata y [mm]	...
riga6	Coordinata z [mm]	...

Tabella 8.1: Struttura vettori DEFORM e RESULT

8.2.4 Blocco di calcolo

```
%% RICERCA DELTA MAX PER SUB-DOMINII

passo = floor(meshElem/sensori); % dimensione subdominio
InDom = 1; % primo elem. del subdominio
FinDom = passo; % ultimo elem. del subdominio

delta=zeros(1,sensori); % vettore delta strain
flag=0; % ID elem. con delta max

for k = 1:sensori
    for i = InDom:FinDom
        for s = 1:numFiles
            base=GLOB{1,s}(i,5); % strain di riferimento
            for n = 1:numFiles
                if abs(base - GLOB1,n(i,5)) > delta(1,k)
                    flag = GLOB{1,n}(i,1);
                    x = GLOB{1,n}(i,2);
                    y = GLOB{1,n}(i,3);
                    z = GLOB{1,n}(i,4);
                    delta(1,k) = abs(base - GLOB{1,n}(i,5));
                end
            end
        end
        end
        DEFORM(1,k)=flag; % salvo ID elemento
        DEFORM(2,k)=delta(1,k); % salvo delta_strain
        DEFORM(4,k)=x; % salvo x [mm]
        DEFORM(5,k)=y; % salvo y [mm]
        DEFORM(6,k)=z; % salvo z [mm]
        InDom=FinDom+1;
        FinDom = FinDom + passo;
    end
end
```

Il blocco di calcolo è il cuore dello script.

Nella prima parte il dominio, di dimensione pari al numero di elementi della *mesh* considerati, viene diviso in sotto-domini di uguale dimensione. Le variabili *InDom*, *FinDom* e *passo* indicano rispettivamente inizio, fine e dimensione dei sotto-domini. La dimensione dei sotto-domini, la variabile *passo*, è ottenuta arrotondando per difetto il rapporto fra dimensione del dominio globale e numero di sensori, in quanto gli intervalli devono

essere delimitati da numeri interi. L'esclusione di pochi elementi dal calcolo, causata da questa approssimazione, non compromette la validità dei risultati.

Le variabili *delta* e *flag* serviranno per salvare i valori provvisori di $\Delta_{str}max$ e il relativo **ID Elemento**.

Il confronto fra elementi delle varie matrici avviene all'interno di tre livelli di cicli *for* in cui il programma scorre, per ogni sub-dominio, gli elementi delle matrici calcolando la *differenza di deformazione*. Se la condizione è rispettata, ossia se il Δ_{str} è maggiore rispetto a quello calcolato all'iterazione precedente, viene attivato il salvataggio dei dati nella k-esima colonna del vettore DEFORM.

8.2.5 Blocco di output

```
%% ELABORAZIONE RISULTATI

for k = 1:sensori
    for i= 1:meshElem
        if DEFORM(1,k) == coordinate_elementi_mesh(i,1)
            RESULTS(1,k) = DEFORM(1,k);
            RESULTS(2,k) = DEFORM(2,k);
            RESULTS(4,k) = coordinate_elementi_mesh(i,2);
            RESULTS(5,k) = coordinate_elementi_mesh(i,3);
            RESULTS(6,k) = coordinate_elementi_mesh(i,4);
        end
    end
end

dlmwrite('RESULTS.csv',RESULTS, 'delimiter', ',', 'precision', 15)
```

Nell'ultima sezione viene scansionato il vettore DEFORM confrontandolo con il file *coordinate_elementi_mesh*, caricato nel secondo blocco di codice. Attraverso l'ID elemento, il programma risale alla posizione sull'ala imperturbata. Gli elementi della *mesh strutturale* sarebbero altrimenti abbinati a coordinate riferite a una generica condizione di deformazione. Questa operazione è fondamentale per evidenziare posizioni sull'ala coerenti fra loro e rintracciabili in fase di produzione con gli stampi per laminazione appoggiati sul banco di lavoro.

Infine, col comando *dlmwrite*, il risultato delle operazioni viene esportato su un file esterno, organizzato come in tabella 8.1, in modo da rendere i dati facilmente fruibili.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
1	171021	174180	174182	127583	223152	175150	175200	172896	222115	222104
2	0.000739	0.000883	0.000885	0.000653	0.000375	0.000816	0.000675	0.000672	0.018684	0.019383
3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	84.17355	115.127	122.0466	145.2164	125.6955	170.4792	208.4577	249.5258	219.9806	216.5115
5	213.8949	266.747	266.7469	595.0448	1241.756	266.7468	266.7469	420.4808	1361.178	1361.178
6	28.40657	29.62462	29.69955	28.64229	26.46001	28.58918	25.98171	21.02314	20.78832	21.12726
7										

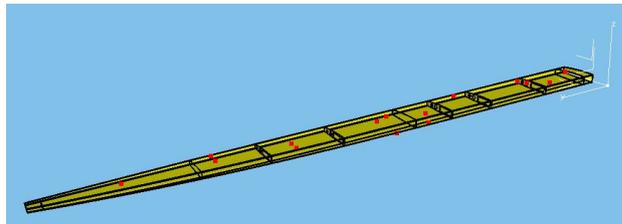
Figura 8.1: Output del codice MATLAB

8.3 Risultati e disposizione finale

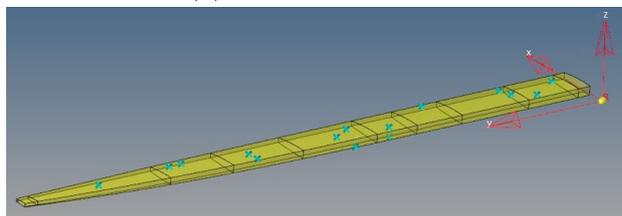
8.3.1 Visualizzazione risultati

Le posizioni evidenziate dal codice MATLAB possono essere visualizzate sulla struttura attraverso il software *Hypermesh*, selezionando gli elementi della *mesh* tramite il loro ID, oppure attraverso il modello CAD, identificandoli mediante le loro coordinate x , y e z .

In entrambi i casi, le coordinate sono riferite al sistema di riferimento convenzionale per i problemi di aerodinamica. Esso è centrato nel *bordo d'attacco* della radice alare l'asse X è rivolto verso la coda del velivolo e parallelo alla corda del profilo di radice, l'asse Y è perpendicolare al piano di simmetria e rivolto verso l'estremità della semi-ala destra, e l'asse Z è rivolto verso l'alto.



(a) Su modello CAD



(b) Su Hypermesh

Figura 8.2: Visualizzazione punti di Δ_{strmax}

Risulta più comodo lavorare sul modello CAD, sul quale si possono importare velocemente i punti tramite una semplice *macro Excel* e, successivamente, elaborare la configurazione dei sensori FBG e dei canali in fibra ottica.

In figura 8.3 sono illustrate le posizioni rilevate in funzione di diverse partizioni del dominio di calcolo:

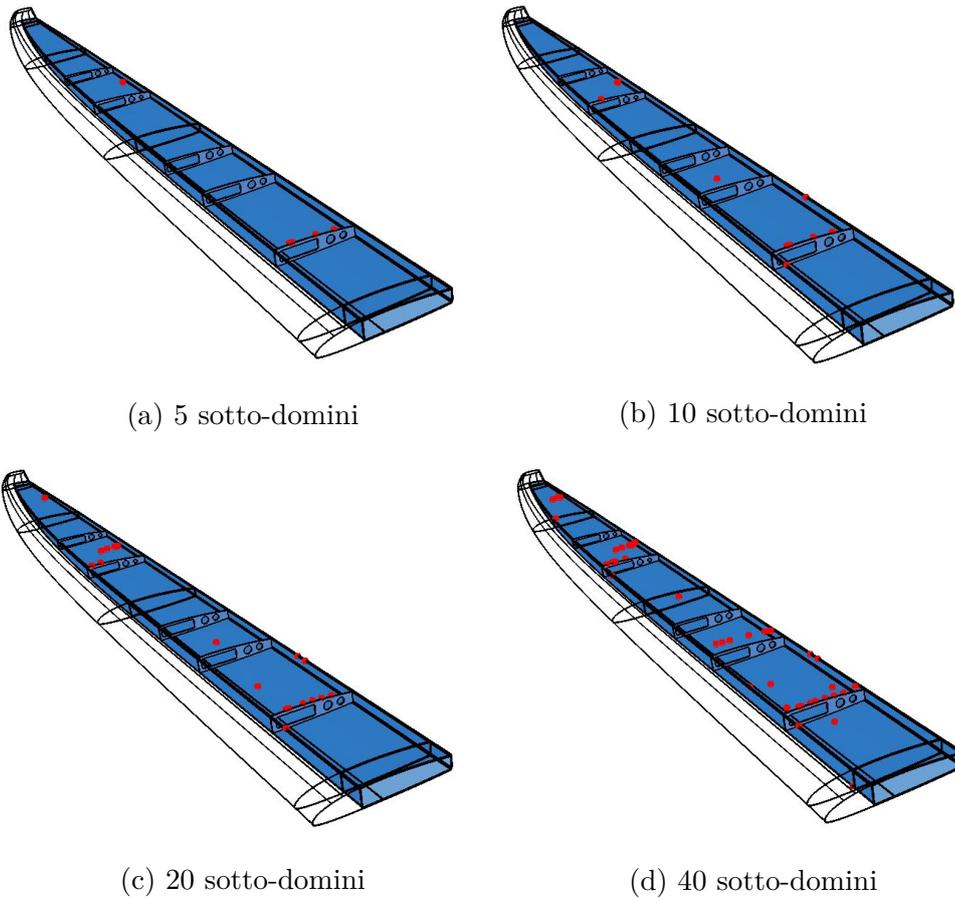


Figura 8.3: Posizioni evidenziate in funzione del numero di sotto-domini

La distribuzione dei sotto-domini non è ottimale: gli elementi della *mesh strutturale*, su cui si basa la partizione, sono numerati sequenzialmente lungo blocchi paralleli all'apertura alare. Per questo motivo, soprattutto per suddivisioni di pochi sottoinsiemi, le posizioni rilevate appartengono a regioni della struttura aventi la stessa coordinata y .

Ad esempio, nel caso di calcolo per la ricerca di cinque posizioni (figura 8.3a e tabella 8.2), quattro elementi su cinque sono localizzati in corrispon-

denza della prima centina ($y=266,75$ mm).

Di contro, una suddivisione del dominio in funzione delle coordinate x, y e z avrebbe richiesto due ulteriori cicli *for* per scansionare le matrici di dati FEM, rallentando il calcolo e, soprattutto, forzando la selezione delle posizioni per i sensori, di fatto mappando a priori la geometria dell'ala.

Posizione	1	2	3	4	5
ID Elemento	174180	174182	175150	175200	222104
$\Delta_{str}max$ [$\mu\epsilon$]	833	885	816	675	19383
X [mm]	115.13	122.05	170.48	208.46	216.51
Y [mm]	266.75	266.75	266.75	266.75	1361.18
Z [mm]	29.62	29.70	25.98	25.98	21.13

Tabella 8.2: Risultati codice MATLAB per suddivisione in cinque domini

Le informazioni ricavate dal calcolo MATLAB sono comunque molto utili. Sempre riferendosi all'esempio di prima, si evince che la striscia a contatto con la prima centina passa da stati di forte compressione a condizioni di elevata trazione e, come facilmente prevedibile, si nota che il punto in cui è fissato l'attuatore dell'alettone interno è sede di forti *variazioni di deformazione*. Lo stesso vale sicuramente anche per la zona prossima all'attuatore più esterno, che probabilmente però appartiene allo stesso dominio di quello interno, risultando quindi nascosta dal valore $\Delta_{str}max = 19383\mu\epsilon$ (quinto sotto-dominio in tabella 8.2).

8.3.2 Processo di selezione

Per portare alla luce più posizioni interessanti è necessario aumentare il numero di partizioni. Volendo adottare una configurazione che preveda l'impiego di un numero di sensori nell'ordine di poche decine, rispettando così il requisito di affidabilità, si è deciso di calcolare la distribuzione di cento posizioni, per poi ridurle successivamente, filtrandole in base a diversi criteri.

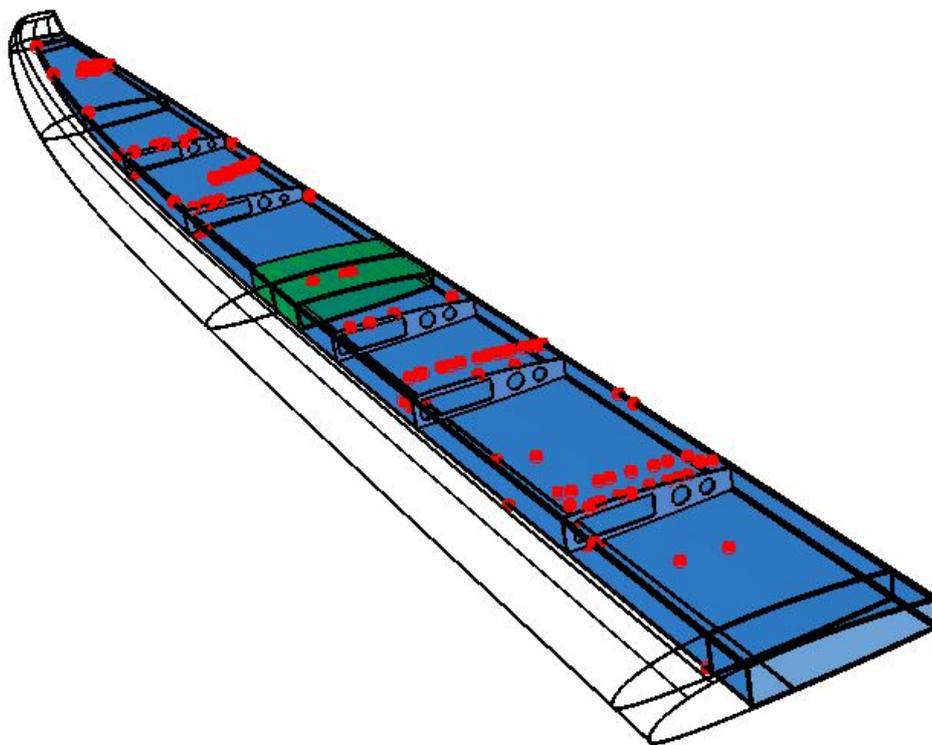


Figura 8.4: Risultati codice MATLAB per 100 posizioni

A prima vista, riferendosi alla figura 8.4, si nota subito un'alta densità di posizioni eleggibili come sedi di sensori in corrispondenza delle centine e dei due attuatori.

In effetti questa informazione la si intuiva già dalla visualizzazione delle deformazioni distribuite sul cassone: in figura 7.14 (mostrata nel capitolo 7.4) si notano discontinuità nette delle deformazioni all'altezza delle *centine 1, 2 e 4*, specialmente nell'immagine 7.14b, e della *centina 5* nell'immagine 7.14a. Le centine, infatti, agiscono come vincolo allo spostamento delle fibre del cassone e quindi, al crescere del carico aerodinamico, forzano un elevato aumento nel campo di tensioni intorno a loro.

Non erano, invece, di facile previsione i punti disposti in posizioni più generiche del cassone.

Un'altra importante informazione è che nella regione ventrale si registrano pochissimi punti eleggibili.

Una prima ipotesi per la configurazione finale potrebbe essere quella esposta in figura 8.5, con un sensore dedicato per ogni servo-comando (compreso quello del flap, in quanto può essere interessante valutare l'effetto della sua attuazione sulla struttura) e quattro sensori agli angoli delle centine. Si procederà comunque analizzando nel dettaglio i dati ricavati via MATLAB per identificare i punti che garantiscono maggior sensibilità al sistema e non escluderne alcuni a priori.

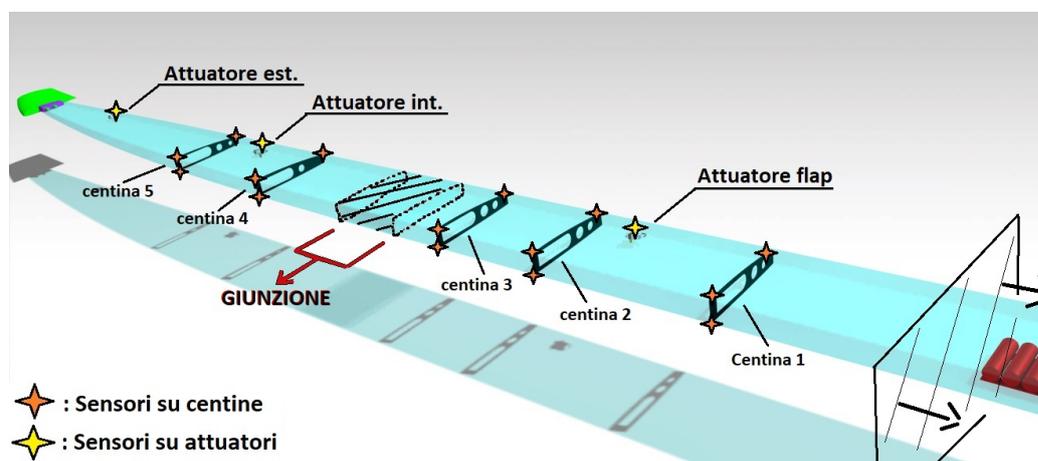


Figura 8.5: Ipotesi di configurazione su base qualitativa

La prima scrematura di queste cento posizioni viene effettuata eliminando i punti che cadono in corrispondenza della giunzione fra le campate (in verde in figura 8.4) che interessa la zona compresa tra le due quote: $Y_1 = 853mm$ e $Y_2 = 993mm$.

Per non avere sensori troppo a ridosso della giunzione verranno scartate tutte le posizioni appartenenti all'intervallo $850mm < y < 995mm$.

Successivamente i dati, importati su un foglio di lavoro *Excel*, vengono ordinati in base a valori decrescenti di $\Delta_{str}max$, in quanto esso determina il livello di sensibilità per i sensori ottici, e si vogliono scartare le posizioni in cui questo valore è basso.

Partendo dal valore più alto, i primi due risultati presentano valori di $\Delta_{str}max$ nell'ordine di $10^4 \mu\epsilon$, e sono ovviamente relativi alla zona dove sono applicati i carichi concentrati provenienti dall'alettone interno. Il secondo gruppo di punti, dalla terza alla settima posizione, presenta valori di $\Delta_{str}max$ nell'ordine di $10^3 \mu\epsilon$ e anche questi sono relativi agli attuatori interno o esterno.

N° posizione	ID elem.	Delta strain	/	x	y	z
96	222104	0.019383	0	216.511475	1361.177734	21.127262
90	222115	0.018684	0	219.980621	1361.177734	20.788322
95	222105	0.007476	0	213.042633	1361.17749	21.454992
83	222127	0.0030902	0	209.567932	1357.665039	21.787743
91	222116	0.0024635	0	226.91568	1368.202148	20.047371
87	106565	0.0011044	0	209.996536	2067.624756	15.853131
93	222011	0.0010547	0	233.836731	1375.225952	19.263769
82	221790	0.0008899	0	199.140015	1354.15332	22.687548
23	174182	0.000885	0	122.046577	266.746918	29.699553

Figura 8.6: Prime 10 posizioni ordinate secondo $\Delta_{str}max$ decrescenti

Dall'ottavo al novantottesimo valore, i $\Delta_{str}max$ sono nell'ordine delle centinaia di $\mu\epsilon$.

Prima di procedere a scartare le posizioni al di sotto di una certa soglia, vengono selezionate quelle con coordinata z negativa, ossia quelle relative alla striscia ventrale del cassone (figura 8.7). Sebbene garantiscano una sensibilità relativamente bassa, queste aree possono essere ritenute interessanti per un monitoraggio strutturale completo.

N° posizione	ID elem.	Delta strain	/	X	Y	Z	
4	157536	0.00068	0	118.318199	266.746887	-6.668368	→ CENTINA 1
1	150927	0.000678	0	87.273743	58.832924	-7.31654	
5	157368	0.0006592	0	117.729156	308.67392	-6.63426	
2	157287	0.0006396	0	85.368912	368.069733	-7.00286	
3	157532	0.0006382	0	105.360527	266.746582	-6.878425	→ CENTINA 1
6	157032	0.0006231	0	115.678131	448.432709	-6.536668	
9	141938	0.000544	0	113.805145	598.526611	-6.461295	
8	141944	0.0005269	0	100.779076	602.008606	-6.68145	
7	142011	0.0005235	0	100.64547	619.419312	-6.67493	
36	161011	0.0002728	0	110.992081	1238.258057	-6.455217	→ CENTINA 4
35	161016	0.0002652	0	101.512787	1238.257568	-6.64995	
37	167499	0.0002207	0	105.319122	1533.243774	-6.74674	→ CENTINA 5
38	146711	0.00013384	0	118.146675	1637.693237	-6.477595	

Figura 8.7: Posizioni relative all'area ventrale

Una volta salvate da parte le posizioni a z negative, sono stati scartati tutti i dati con valore $\Delta_{str}max < 250\mu\epsilon$. Questo valore è stato scelto arbitrariamente sulla base di diverse prove, in modo da poter considerare punti su tutta l'apertura alare che presentino variazioni di deformazione soddisfacenti.

Infine, per mantenere solo posizioni ben separate, sono stati definiti dei "poli", ossia posizioni caratterizzate dai più alti valori di $\Delta_{str}max$ per le varie aree di interesse (le centine, gli attuatori...). Tutte le restanti posizioni, se localizzate entro $80mm$ dai "poli" lungo la corda (x) o $120mm$ lungo l'apertura alare (y), sono state scartate. Queste due distanze sono state scelte considerando la geometria del cassone, che ha una corda media di $15cm$ e una distanza minima fra le centine di $20cm$, così da includere eventuali punti ad alta sensibilità in almeno due posizioni sulla corda e una negli spazi fra una centina e l'altra.

Questa separazione permette anche di connettere i punti selezionati con canali di fibre ottiche senza imporgli elevate piegature. I punti così selezionati sono elencati in tabella 8.3.

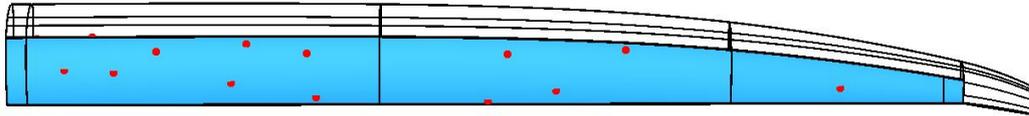
Con un procedimento analogo, sono stati scelti i punti per l'area ventrale. Essi sono esposti in tabella 8.4.

X[mm]	Y[mm]	Z[mm]	$\Delta_{str}max[\mu\epsilon]$
216.51	1361.18	21.13	19383
210	2067.62	15.85	1104.40
170.48	266.75	28.59	816
118.1	371.57	29.48	780.4
84.17	213.89	28.41	739
100.01	595.04	28.64	668.7
197.37	556.74	25.96	627.70
165.7	143.4	29.11	624.4
124.15	744.78	28.52	575.5
231.6	765.89	21.93	556.29
125.7	1241.76	26.46	375.3
241.05	1192.97	19.17	363.5
115.31	1533.24	24.39	276.5

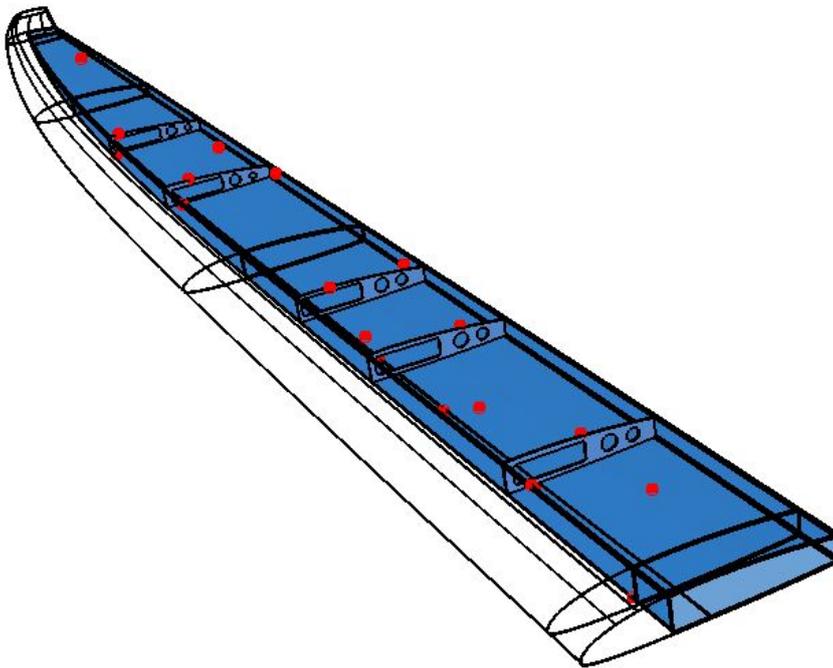
Tabella 8.3: Selezione finale area dorsale

X[mm]	Y[mm]	Z[mm]	$\Delta_{str}max[\mu\epsilon]$
118.32	266.75	-6.67	680
87.27	58.83	-7.32	678
115.68	448.43	-6.54	623.1
113.81	598.53	-6.46	544
110.99	1238.26	-6.46	272.8
105.32	1533.24	-6.75	220.7

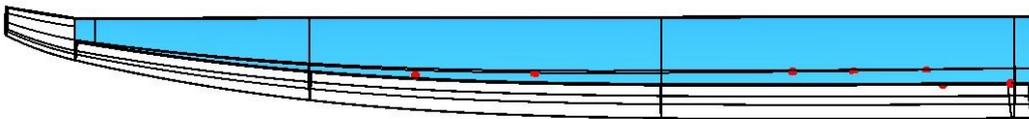
Tabella 8.4: Selezione finale area ventrale



(a) vista dorsale



(b) vista assonometrica



(c) vista ventrale

Figura 8.8: Selezione finale posizioni per la configurazione dei sensori

8.3.3 Configurazione finale

Per concludere, i punti selezionati sono stati raggruppati in modo da poter valutare la disposizione delle fibre ottiche.

Il modulo di interrogazione del sistema di monitoraggio **SmartScan SBI**, introdotto nella sezione 4.3.1, ha la possibilità di lavorare con quattro canali di sensori, quindi quattro linee di fibra ottica. Si è, però, deciso di lavorare a una configurazione a tre canali, in modo da lasciarne libero uno per la compensazione del calore (problematica analizzata nel capitolo 4.2.5). Verranno allora disposte due fibre ottiche sulla superficie dorsale del cassone: una *posteriore* strumentata con sette sensori, una *anteriore* strumentata con sei sensori e una sulla superficie ventrale, equipaggiata con sei sensori. (Tabella 8.9, e figura 8.9).

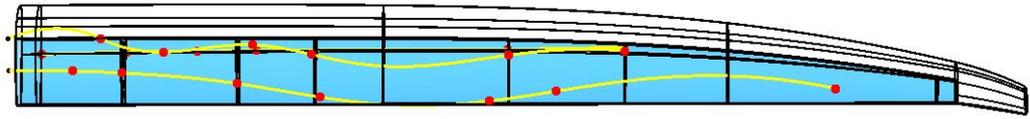
Sensori	X[mm]	Y[mm]	Z[mm]	$\Delta_{strmax}[\mu\epsilon]$	
1 A	165.7	143.4	29.11	624.4	} Fibra posteriore
2 A	170.48	266.75	28.59	816	
3 A	197.37	556.74	25.96	627.7	
4 A	231.6	765.89	21.93	556.29	
5 A	241.05	1192.97	19.17	363.5	
6 A	216.51	1361.18	21.13	19383	
7 A	210	2067.62	15.85	1104.4	
1 B	84.17	213.89	28.41	739	} Fibra anteriore
2 B	118.1	371.57	29.48	780.4	
3 B	100.01	595.04	28.64	668.7	
4 B	124.15	744.78	28.52	575.5	
5 B	125.7	1241.76	26.46	375.3	
6 B	115.31	1533.24	24.39	276.5	
1 C	123.209	50	-7.86	650	} Fibra ventrale
2 C	118.32	266.75	-6.67	680	
3 C	115.68	448.43	-6.54	623.1	
4 C	113.81	598.53	-6.46	544	
5 C	110.99	1238.26	-6.46	272.8	
6 C	105.32	1533.24	-6.75	220.7	

Tabella 8.5: Configurazione sensori FBG e fibre ottiche

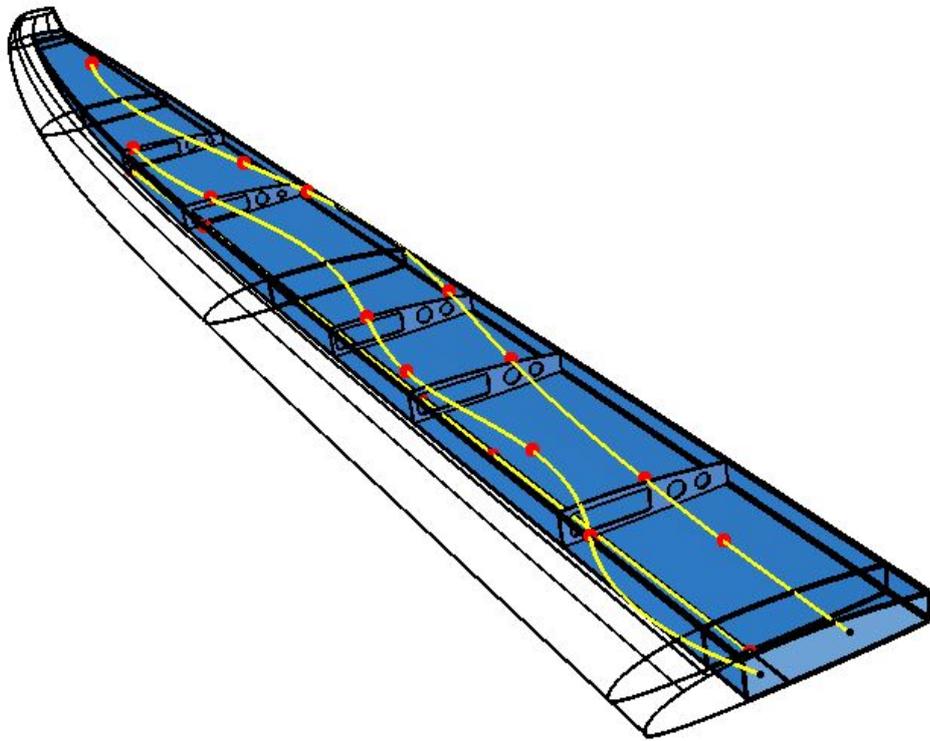
Ovviamente, a differenza del caso studiato per il prototipo, nel velivolo finale il sistema deve innervare entrambe le semi-ali, quindi le posizioni in tabella 8.9 devono essere specchiate simmetricamente sulla seconda semi-ala. Le linee di fibra *anteriore* e *posteriore* vanno allora considerate come *andata* e *ritorno* di un unico canale, mentre la linea ventrale è da considerare come l'*andata* del canale il cui *ritorno* viene lasciato libero per la compensazione del calore. In questo modo l'UAV dovrà imbarcare un solo interrogatore per monitorare tutta la struttura alare e tutti i sistemi di attuazione dei comandi di volo.

Va evidenziato, inoltre, che, per stendere la fibra ottica senza sottoporla a piegature eccessive, non è stato incluso alcun sensore ottico in prossimità del servo-comando del flap, in quanto situato lontano dal percorso seguito dal canale posteriore.

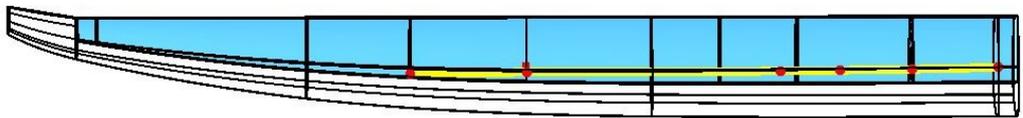
Per lo stesso motivo, la posizione di un sensore FBG (*sensore 1C* in tabella 8.9) è stata arretrata di **36mm**. Il relativo valore di $\Delta_{str}max$ è segnato in rosso in quanto si tratta di una stima al ribasso, basata sul valore noto della posizione più prossima a quella indicata.



(a) vista dorsale



(b) vista assonometrica



(c) vista ventrale

Figura 8.9: Configurazione sensori e fibre ottiche

Capitolo 9

Conclusioni

Con questo lavoro è stata determinata la configurazione della rete di sensori ottici FBG ed è dunque pronta per l'applicazione sul prototipo RA.

L'obbiettivo principale di questa tesi può dunque dirsi raggiunto con buoni risultati e, con esso, anche l'intento di illustrare un metodo applicabile su progetti di scala maggiore.

Ovviamente la validità di un processo numerico-sperimentale come quello esposto dipende dalla disponibilità di dati e dalla precisione dei modelli adottati, le cui problematiche variano a seconda del tipo di progetto a cui si applicano e comprendono una gamma così vasta di situazioni da non poter essere coperte da un esempio specifico come quello di un UAV solare. È comunque stato dimostrato che un processo di questo tipo risulta adatto allo scopo di configurare una rete di sensori in modo efficiente ed economico.

Riassumendo in linee generali il metodo che porta alla determinazione di una configurazione di un sistema sensoristico si distinguono le seguenti fasi:

- Calcolo dei carichi agenti su una struttura tramite la simulazione dell'interazione fra essa e l'ambiente esterno in diverse condizioni.
- Calcolo della risposta elastica della struttura, sottoposta alle condizioni di carico calcolate al punto precedente, con un metodo agli elementi finiti.
- Comparazione delle varie risposte per via computazionale e individuazione dei punti sottoposti alle maggiori variazioni dello stato di deformazione.

Un terzo obbiettivo, che è stato solo parzialmente raggiunto, consiste nella raccolta di dati relativi alle reazioni con cui la struttura alare del prototipo

risponde a varie condizioni di volo statiche. Questi dati sono stati organizzati in un database che sarà disponibile al team ICARUS e a chiunque nell'ambito del progetto Photonext, vorrà proseguire e sviluppare il percorso di ricerca di cui questa tesi rappresenta un tassello.

L'obbiettivo è solo parzialmente raggiunto in quanto la varietà di condizioni analizzabili è vastissima e la precisione dei dati ricavati è sicuramente migliorabile. Il database risulta comunque una buonissima base per sviluppi futuri.

Inoltre, lo studio per la realizzazione dei modelli aerodinamici e strutturali ha sviluppato un'importante esperienza specifica sulle problematiche del progetto RA e sull'utilizzo dei vari Software di progettazione. Esperienza di cui sia io, sia i membri del team ICARUS con cui ho collaborato ci sentiamo arricchiti e che verrà trasmessa ad altri membri del team che, dalla sua fondazione, sta raccogliendo e generando un numero sempre maggiore di competenze tecniche.

Per concludere vorrei esporre brevemente una lista di possibili miglioramenti applicabili in un'eventuale seconda iterazione di questo lavoro e, successivamente, presentare le possibilità di sviluppi futuri che questa tesi ha aperto.

9.1 Possibili miglioramenti

Sicuramente, oltre ad ampliare la base di condizioni di volo analizzate, soprattutto introducendo la variazione di pressione ambientale, i miglioramenti da applicare devono essere volti al perfezionamento dei modelli CFD e FEM e delle logiche matematiche per l'estrapolazione della configurazione finale.

Per l'analisi CFD il team ha sviluppato buonissime competenze grazie ai progetti che ha realizzato negli anni e i risultati ottenuti sono sempre stati confermati dalle analisi sperimentali. Non è comunque da escludere la possibilità di eseguire un ulteriore lavoro di raffinamento, per esempio basandosi su evidenze sperimentali in galleria del vento. Ovviamente un grandissimo miglioramento consisterebbe nello sviluppo di un modello dinamico del velivolo, così da poter valutare l'azionamento delle superfici mobili in manovra.

Per quanto riguarda l'analisi FEM, invece, vi sono margini di miglioramento relativi al perfezionamento del modello utilizzato. Ricordando le semplificazioni adottate, espone nella sezione 7.3:

1. La geometria: l'ala è modellata come un blocco unico, senza giunzioni e aperture d'accesso al vano interno, le quali, in questa fase del progetto RA, non hanno ancora dimensioni e posizioni definite. In futuro, una volta note tutte le caratteristiche geometriche della struttura, si potrà realizzare un modello più fedele alla geometria reale.
2. I materiali: purtroppo non è stato possibile testare sperimentalmente i laminati che, quindi, sono stati modellati sulla base di dati ottenuti per via numerica. Inoltre, è stato ipotizzato che il collante fra il cassone e il rivestimento sia infinitamente rigido. Sebbene questa approssimazione non incida su come il modello descrive il comportamento globale della struttura, implementare le caratteristiche meccaniche del collante porterebbe a simulazioni sicuramente più precise.

Anche in questo caso poi, un'analisi dinamica sarebbe un notevole miglioramento per poter valutare la risposta elastica della struttura in situazioni di manovra.

Infine, si possono valutare miglioramenti per il codice MATLAB. Lo strumento di calcolo si presta bene a determinare una configurazione finale dei sensori FBG in modo automatico e diretto, senza la necessità di elaborare manualmente i dati di output dello script. Ciò si può ottenere migliorando la logica di partizione del dominio di calcolo (problematica esposta nella sezione 8.3.1), ma, soprattutto, formalizzando le specifiche dei requisiti in modo da poterle implementare nel codice che, a questo punto, restituirebbe automaticamente una configurazione che soddisfa tutti i requisiti richiesti.

9.2 Sviluppi futuri

Il primo sviluppo di questo progetto di tesi sarà sicuramente la realizzazione del sistema a fibre ottiche con la configurazione sensoristica indicata. I ritardi e le chiusure dei laboratori dovuti all'epidemia di COVID-19 non hanno permesso la costruzione del prototipo e, di conseguenza, l'integrazione del sistema di monitoraggio. Il processo e le tecniche di realizzazione sono, però, già state studiate e testate su componenti di prova e il progetto può entrare nella fase di costruzione e assemblaggio.

A seguito della costruzione dell'ala e della sua strumentazione con i sensori FBG, sarà necessario effettuare una campagna di test, prima su banco e poi in volo, per validare il sistema in modo analogo a quanto effettuato per l'aeromodello ANUBI nella già citata tesi dell'Ing. Cosimo Corsi. [Corsi, 2019].

Un secondo consigliabile sviluppo di questo lavoro consiste nell'aggiunta di un sistema per la compensazione dell'effetto termico sui sensori FBG, i quali, come spiegato nella sezione 4.2.1, rilevano contemporaneamente deformazioni meccaniche e dilatazioni termiche.

In previsione di questo aspetto è stato lasciato libero uno dei quattro canali di fibra ottica disponibili che non è stato contemplato per la configurazione dei sensori.

Per completare il sistema di monitoraggio, affinché possa assolvere le sue funzioni, dovrà essergli affiancato un supporto informatico per l'acquisizione in tempo reale dei dati, oltre ai componenti e ai protocolli per la trasmissione dei dati stessi. Nella sezione 4.3.2 sono state indicate alcune linee guida per lo sviluppo del set-up completo del sistema.

Infine, sono previsti ulteriori sviluppi nella ricerca di un *ottimo* per la configurazione dei sensori FBG.

Questa tesi, infatti, si presenta come uno step di un lavoro di ottimizzazione più ampio, per il quale, prima di tutto, sarà necessario validare, ampliare e perfezionare il database di risposte elastiche alle condizioni di volo. Dopodiché, servendosi di metodi di intelligenza artificiale, è prevista una seconda iterazione che, a partire dalla configurazione elaborata in questa tesi, porterà alla configurazione finale. Attraverso le competenze del centro Photonext si ipotizza la possibilità di addestrare una *rete neurale* in modo che possa identificare il miglior numero e la migliore posizione dei sensori FBG, valutando il comportamento del velivolo sulla base dei dati provenienti dalle simulazioni numeriche e da test in volo, tenendo conto anche della frequenza con cui si presentano certe condizioni rispetto ad altre e dell'importanza di monitorare regioni specifiche della struttura.

Ringraziamenti

La laurea è un passo molto importante per me, e vorrei cogliere l'occasione per dedicare qualche riga a coloro a quali voglio bene.

*A Saretta,
Per tutto. Per l'amore, le emozioni, l'energia. Davvero per tutto.*

*A Mamma e Papà,
Per avermi cresciuto proprio come voglio essere.*

*Alla Nonna,
Che con poche parole ha sempre saputo darmi la forza di superare le
difficoltà.*

*Alle Pisciazze,
Che sono una vera famiglia.*

*A Brodo, GP, Jay e Musik,
Amici e compagni, che sono un'enorme fortuna.*

Un ringraziamento anche a chi ha contribuito alla realizzazione di questa tesi e al mio percorso formativo.

*Alle ragazze e ai ragazzi del team ICARUS,
Per quanto sia stato bello coltivare insieme le nostre passioni.*

*Al mio relatore, Prof. Paolo Maggiore,
Con cui ho svolto anche la tesi di laurea triennale e mi ha sempre
permesso di arricchire il percorso universitario.*

*Ai miei correlatori, Ing. Matteo Dalla Vedova e Ing. Pier
Carlo Berri,
Per i preziosi consigli, correzioni e appunti, e per aver saputo dare un
indirizzo stimolante alla mia tesi in un periodo difficile.*

Bibliografia

- [Sma, 2013] (2013). *SmartScan Product Manual*. Smart Fibers.
- [Alt, 2020] (2020). Altair community on-line forum. <https://community.altair.com/community>.
- [Agrawal, 2008] Agrawal, G. P. (2008). *Applications of nonlinear fiber optics*. Elsevier, Amsterdam ; Boston, 2nd ed edition.
- [Arina, 2015] Arina, R. (2015). *Fondamenti di aerodinamica*. Levrotto e Bella, 2 edition.
- [Baima, 2019] Baima, G. (2019). Design and development of a test bench for frequency analysis of fbgs optic sensors for prognostic techniques for aerospace applications. Master's thesis, Politecnico di Torino.
- [Bellelli, 2020] Bellelli, F. (2020). Valutazione degli angoli di alettone necessari al compimento di manovre tipiche del profilo di missione di un velivolo. Bachelor's thesis, Politecnico di Torino.
- [Chan et al., 2006] Chan, T., Yu, L., Tam, H., Ni, Y., Liu, S., Chung, W., and Cheng, L. (2006). Fiber Bragg grating sensors for structural health monitoring of Tsing Ma bridge: Background and experimental observation. *Engineering Structures*, 28(5):648–659.
- [Chmet, 2020] Chmet, L. (2020). Analisi numerica e sperimentale della struttura alare di un prototipo. Bachelor's thesis, Politecnico di Torino.
- [Corsi, 2019] Corsi, C. (2019). Strumentazione e flight testing con sensori ottici fbg. Master's thesis, Politecnico di Torino.
- [Desantis, 2019] Desantis, L. (2019). Sviluppo di funzioni di health monitoring per fusoliera di un aeromodello da competizione tramite sensori fbgs. Master's thesis, Politecnico di Torino.

- [Foltran, 2012] Foltran, L. (2012). Progetto e fabbricazione di un sensore commerciale in fibra ottica per alte temperature. Master’s thesis, Univerità degli studi di Padova.
- [Guerrera, 2018] Guerrera, M. (2018). Algorithms and methods for fiber bragg gratings sensors networks. Master’s thesis, Politecnico di Torino.
- [Iwashima et al., 1997] Iwashima, T., Inoue, A., Shigematsu, M., Nishimura, M., and Hattori, Y. (1997). Temperature compensation technique for fibre Bragg gratings using liquid crystalline polymer tubes. *Electronics Letters*, 33(5):417.
- [Jones, 1999] Jones, R. M. (1999). *Mechanics of composite materials*. Taylor & Francis, Philadelphia, PA, 2nd ed edition.
- [Lavagnino, 2019] Lavagnino, B. (2019). Design and development of an electromechanical test bench for the study of optic sensors. Master’s thesis, Politecnico di Torino.
- [Ma and Chen, 2018] Ma, Z. and Chen, X. (2018). Fiber Bragg Gratings Sensors for Aircraft Wing Shape Measurement: Recent Applications and Technical Analysis. *Sensors*, 19(1):55.
- [Montanini and D’Acquisto, 2007] Montanini, R. and D’Acquisto, L. (2007). Simultaneous measurement of temperature and strain in glass fiber/epoxy composites by embedded fiber optic sensors: I. Cure monitoring. *Smart Materials and Structures*, 16(5):1718–1726.
- [Qing et al., 2005] Qing, X., Kumar, A., Zhang, C., Gonzalez, I. F., Guo, G., and Chang, F.-K. (2005). A hybrid piezoelectric/fiber optic diagnostic system for structural health monitoring. *Smart Materials and Structures*, 14(3):S98–S103.
- [Schulz et al., 1998] Schulz, W. L., Udd, E., Seim, J. M., and McGill, G. E. (1998). Advanced fiber-grating strain sensor systems for bridges, structures, and highways. pages 212–221, San Diego, CA.
- [Secci, 2019] Secci, C. (2019). Monitoraggio strutturale con sensori fibre bragg grating. Master’s thesis, Politecnico di Torino.
- [Song et al., 1997] Song, M., Lee, S. B., Choi, S. S., and Lee, B. (1997). Simultaneous Measurement of Temperature and Strain Using Two Fiber Bragg Gratings Embedded in a Glass Tube. *Optical Fiber Technology*, 3(2):194–196.

- [Tessadori, 2011] Tessadori, E. (2011). Misure di deformazione e temperatura mediante sensori a fibra ottica: tecniche di disaccoppiamento del segnale. Master's thesis, Politecnico di Milano.
- [Wang et al., 2008] Wang, Y., Han, B., Kim, D. W., Bar-Cohen, A., and Joseph, P. (2008). Integrated Measurement Technique for Curing Process-Dependent Mechanical Properties of Polymeric Materials Using Fiber Bragg Grating. *Experimental Mechanics*, 48(1):107–117.