

POLITECNICO DI MILANO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aeronautica

Scuola di Ingegneria Industriale e dell'Informazione
Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali



**PROGETTO DI UN MODELLO CON
FLAP MORPHING PER PROVA IN
GALLERIA DEL VENTO**

Relatore: Prof. Franco Auteri
Correlatore: Ing. Daniele Zagaglia

Tesi di Laurea di:

Alberto Savino
Matr. 854354

Anno Accademico 2018/2019

A chi ha sempre creduto in me...

Ringraziamenti

Vorrei ringraziare il Professor Franco Auteri, nonché relatore di questo lavoro, per l'occasione che mi ha offerto nella possibilità di avvicinarmi ad un lavoro fortemente multidisciplinare e vario nei contenuti e per tutti gli insegnamenti come docente ma soprattutto come ingegnere.

Un forte ringraziamento va all'ingegnere Daniele Zagaglia, figura sempre presente in questo mio percorso di tesi che ha saputo sempre indirizzarmi sulla strada corretta con passione e pazienza.

Un ringraziamento in generale al Politecnico di Milano ed a tutti i professori che in questi anni di studi mi hanno arricchito ma soprattutto stimolato a crescere sempre senza mai arrendermi.

Ringrazio di cuore il mio più grande compagno in questo mio viaggio universitario e non solo, Gianluca. Ti auguro davvero tutto il meglio che ti meriti.

Ringrazio tutta la mia famiglia. Grazie a mamma e papà, i primi ad aver reso possibile questo traguardo, che hanno sempre saputo sostenermi senza mai trasmettermi pressioni ma dimostrando di comprendere al cento per cento i vari momenti di questo cammino. Un grazie particolare va ai miei nonni, le prime persone a credere sempre in me e a gioire per ogni mio piccolo passo.

Ringrazio tutta la famiglia della mia fidanzata che volendomi bene mi apprezza per quello che sono facendomi sentire importante in quello che faccio.

Ringrazio i miei amici e la mia squadra, grazie ai quali la vita è sempre piena di momenti allegri e spensierati.

Ringrazio il mio grande amico Simone sempre presente, che mi fa capire ogni giorno quanto sia importante fare un lavoro che si ama.

Grazie infine alla persona che più di tutte ha vissuto questi anni universitari e di vita con me, sacrificando molte giornate per lo studio, la mia stupenda Roberta. Che tutti questi sacrifici possano riservarci un futuro splendido.

Indice Generale

ELENCO DELLE FIGURE	7
ELENCO DELLE TABELLE	11
SOMMARIO	13
1 INTRODUZIONE	15
1.1 L'AEREO DEL FUTURO	15
1.1.1 <i>TECNOLOGIA MORPHING</i>	16
1.1.2 <i>STATO DELL'ARTE</i>	17
1.2 PROGETTO SMS	21
1.2.1 <i>OBBIETTIVI E FASI DEL PROGETTO</i>	23
1.3 LAVORO SPECIFICO DI TESI	26
2 ANALISI AERODINAMICA DEL MODELLO	29
2.1 METODO DI HESS-SMITH	30
2.2 RISULTATI	35
2.2.1 <i>CONFIGURAZIONE CLEAN</i>	37
2.2.2 <i>CONFIGURAZIONE MAIN – TAKE OFF FLAP</i>	40
2.2.3 <i>CONFIGURAZIONE MAIN – LANDING FLAP</i>	42
2.2.4 <i>EFFETTI IPERSOSTENTATORE</i>	44
2.2.5 <i>CONDIZIONE DI MASSIMO CARICO</i>	46
3 ANALISI E PROGETTAZIONE STRUTTURALE DEL MODELLO	47
3.1 CARICHI	48
3.1.1 <i>SISTEMA CARICHI AGENTI SULLE CENTINE</i>	50
3.1.2 <i>SISTEMA CARICHI AGENTI SUI LONGHERONI</i>	51
3.2 LONGHERONI	55
3.2.1 <i>LONGHERONE ANTERIORE</i>	56
3.2.1.1 <i>AZIONI INTERNE E SFORZI</i>	56
3.2.2 <i>LONGHERONE POSTERIORE</i>	60
3.2.2.1 <i>SISTEMA DI ANCORAGGIO</i>	60
3.2.2.2 <i>AZIONI INTERNE E SFORZI</i>	62

3.2.2.3	VERIFICA GIUNTO BULLONATO	64
3.2.2.4	VERIFICA PIASTRA FORATA	74
3.3	PANNELLI	76
3.3.1	VINCOLI CONTINUI	80
3.3.2	VINCOLI DISCRETI	82
3.3.3	CORRENTI	87
4	SENSORISTICA	93
4.1	SENSORI IN FIBRA OTTICA	93
4.1.1	SENSORI FBG	96
4.2	SVILUPPO DI UNA METODOLOGIA DI TARATURA PER LA MISURA DELLE FORZE	103
4.2.1	FLESSIONE SEMPLICE	104
4.2.2	CARICHI COMBINATI SUI LONGHERONI	108
4.2.3	ANALISI DEI RISULTATI	118
4.2.3.1	IMPATTO DI NUMERO E POSIZIONI DEI SENSORI	119
4.2.3.1.1	ANALISI DELLA ROBUSTEZZA DEL METODO ALL'ERRORE SPERIMENTALE	126
5	CONCLUSIONI	129
	BIBLIOGRAFIA	131

Elenco delle Figure

<i>Figura 1.1: Wright Flyer I dei fratelli Wright, 1903</i>	18
<i>Figura 1.2: aliante di Otto Lilienthal, 1895</i>	18
<i>Figura 1.3: Grumman F-14 Tomcat, ala a freccia variabile</i>	19
<i>Figura 1.4: Lockheed-Martin Agile Hunter, morphing alare</i>	20
<i>Figura 1.5: NASA Dryden's AAW F/A-18°, forma durante una manovra a 360° nel corso di un volo sperimentale</i>	20
<i>Figura 1.6: struttura galleria del vento grande presso il Politecnico di Milano</i>	26
<i>Figura 2.1: discretizzazione geometria in pannelli</i>	31
<i>Figura 2.2: generico pannello j-esimo</i>	32
<i>Figura 2.3: bordo di uscita tra pannello 1 e pannello N</i>	33
<i>Figura 2.4: modello con flap non estratto</i>	35
<i>Figura 2.5: modello con flap estratto in configurazione landing</i>	35
<i>Figura 2.6: modello con flap estratto in configurazione take-off</i>	35
<i>Figura 2.7: configurazioni studiate e relativa nomenclatura</i>	36
<i>Figura 2.8: confronto curva CL-α tra Hess-Smith e Xfoil, configurazione CLEAN</i>	37
<i>Figura 2.9: confronto curva $C_{M,LE}$-α tra Hess-Smith e Xfoil, configurazione CLEAN</i>	37
<i>Figura 2.10: linee di corrente, configurazione CLEAN, $\alpha=8^\circ$</i>	38
<i>Figura 2.11: coefficiente di pressione, configurazione CLEAN, $\alpha=8^\circ$</i>	39
<i>Figura 2.12: coefficiente di pressione al bordo di attacco, configurazione CLEAN, $\alpha=8^\circ$</i>	39
<i>Figura 2.13: andamento coefficiente di pressione, configurazione CLEAN, $\alpha=8^\circ$</i>	40
<i>Figura 2.14: linee di corrente, configurazione MAIN – TAKE OFF FLAP, $\alpha=8^\circ$</i>	40
<i>Figura 2.15: coefficiente di pressione, configurazione MAIN – TAKE OFF FLAP, $\alpha=8^\circ$</i>	41
<i>Figura 2.16: andamento coefficiente di pressione, configurazione MAIN – TAKE OFF FLAP, $\alpha=8^\circ$</i>	41
<i>Figura 2.17: linee di corrente, configurazione MAIN – LANDING FLAP, $\alpha=8^\circ$</i>	42
<i>Figura 2.18: coefficiente di pressione, configurazione MAIN – LANDING FLAP, $\alpha=8^\circ$</i>	42
<i>Figura 2.19: andamento coefficiente di pressione, configurazione MAIN – LANDING FLAP, $\alpha=8^\circ$</i>	43
<i>Figura 2.20: confronto curva CL-α per le diverse posizioni del FLAP</i>	44
<i>Figura 2.21: variazione distribuzione coefficiente di pressione nella parte anteriore del profilo dovuta all'azionamento del FLAP, $\alpha=8^\circ$</i>	45
<i>Figura 3.1: parametri geometrici modello in pianta</i>	49
<i>Figura 3.2: superfici di carico relative a ciascuna centina (semi-apertura)</i>	50
<i>Figura 3.3: collocazione carichi aerodinamici</i>	51
<i>Figura 3.4: centina modello originale (profilo clean)</i>	52
<i>Figura 3.5: modello cinematico centina</i>	52

Figura 3.6: convenzione reazioni vincolari _____	52
Figura 3.7: sistema di carichi su centina completo _____	53
Figura 3.8: sistema generico semplificato ancoraggio modello _____	55
Figura 3.9: carichi complessivi longherone anteriore _____	57
Figura 3.10: concio di trave per convenzione azioni interne _____	57
Figura 3.11: azione di taglio longherone anteriore _____	58
Figura 3.12: momento flettente longherone anteriore _____	58
Figura 3.13: sezione del profilo cavo a forma rettangolare _____	59
Figura 3.14: sistema ancoraggio longherone posteriore _____	61
Figura 3.15: esploso ancoraggio longherone posteriore _____	62
Figura 3.16: azione di taglio longherone posteriore _____	63
Figura 3.17: momento flettente longherone posteriore _____	63
Figura 3.18: parametri geometrici piastra giunto bullonato _____	64
Figura 3.19: da sinistra: rottura a taglio bullone, rifollamento lamiera, rottura a trazione lamiera _____	67
Figura 3.20: disposizioni costruttive sulle limitazioni geometriche della giunzione bullonata ____	70
Figura 3.21: numerazione bullonatura _____	70
Figura 3.22: sforzi piastra forata _____	74
Figura 3.23: deformazioni piastra forata _____	75
Figura 3.24: pannello in mezzzeria sul dorso del profilo _____	76
Figura 3.25: andamento coefficiente pressione sul dorso del profilo MAIN, $\alpha=8^\circ$ _____	77
Figura 3.26: andamento coefficiente pressione discretizzato sul dorso del profilo MAIN, $\alpha=8^\circ$ ____	78
Figura 3.27: partizioni geometriche pannello sulle quali si assumono distribuzioni di pressione costanti _____	79
Figura 3.28: proiezione in pianta dei vincoli continui laterali _____	80
Figura 3.29: sforzi pannello piano, vincoli continui _____	81
Figura 3.30: deformazioni pannello piano, vincoli continui _____	81
Figura 3.31: sforzi pannello curvo, vincoli continui _____	82
Figura 3.32: deformazioni pannello curvo, vincoli continui _____	82
Figura 3.33: modello vite a testa svasata per fissaggio pannelli _____	83
Figura 3.34: disposizione fori fissaggio sul pannello _____	83
Figura 3.35: particolare: disposizione fori in prossimità dell'angolo del pannello _____	84
Figura 3.36: affinamento della mesh in prossimità dei fori _____	84
Figura 3.37: sforzo massimo sul bordo del foro _____	85
Figura 3.38: gradiente sforzi in prossimità del bordo del foro _____	85
Figura 3.39: sforzi pannello curvo, vincoli discreti _____	85
Figura 3.40: deformazioni pannello curvo, vincoli discreti _____	86

<i>Figura 3.41: modi propri di vibrare pannello</i>	88
<i>Figura 3.42: disposizione correnti, SOLUZIONE A</i>	88
<i>Figura 3.43: sezione trasversale corrente</i>	89
<i>Figura 3.44: disposizione ottimale correnti</i>	89
<i>Figura 3.45: deformazioni pannello curvo, vincoli continui, correnti SOLUZIONE A</i>	90
<i>Figura 3.46: disposizione correnti, SOLUZIONE B</i>	90
<i>Figura 3.47: deformazioni pannello curvo, vincoli continui, correnti SOLUZIONE B</i>	91
<i>Figura 3.48: deformazioni pannello curvo, vincoli continui, correnti SOLUZIONE B, spessore pannello 1,5 mm</i>	91
<i>Figura 3.49: disposizione ottimale correnti per spessore pannello di 1,5 [mm]</i>	92
<i>Figura 3.50: deformazioni pannello curvo, vincoli continui, correnti SOLUZIONE B OTTIMIZZATA per spessore pannello di 1,5 [mm]</i>	92
<i>Figura 4.1: struttura di una fibra ottica</i>	94
<i>Figura 4.2: raggi UV incidenti per il processo di scrittura del reticolo</i>	97
<i>Figura 4.3: scrittura reticolo con maschera di fase</i>	98
<i>Figura 4.4: confronto scrittura reticolo con maschera di fase e point-by-point</i>	98
<i>Figura 4.5: principio di funzionamento reticolo di Bragg</i>	99
<i>Figura 4.6: effetto deformazione del reticolo di Bragg sul segnale riflesso</i>	100
<i>Figura 4.7: riflessione lungo il reticolo di Bragg</i>	100
<i>Figura 4.8: modello schematico dei carichi verticali e relativi sensori installati sulla faccia superiore</i>	105
<i>Figura 4.9: sezione longherone nel piano y-z, posizione sensore j-esimo sulla faccia superiore</i>	105
<i>Figura 4.10: modello schematico dei carichi verticali e orizzontali, longherone posteriore</i>	108
<i>Figura 4.11: modello schematico dei carichi verticali e orizzontali e relativi sensori installati sulla faccia superiore e posteriore, longherone posteriore</i>	109
<i>Figura 4.12: sezione longherone posteriore nel piano y-z, posizione sensori j-esimi sulle diverse facce</i>	110
<i>Figura 4.13: rottura per torsione su un provino cilindrico di materiale fragile, rottura a 45° su superficie elicoidale</i>	110
<i>Figura 4.14: generico elemento della superficie orientato a 0° (a) e 45° (b) nel caso di pura azione di taglio indotta dalla torsione semplice</i>	111
<i>Figura 4.15: deformazioni del generico elemento soggetto a puro taglio indotto da torsione, per inclinazione pari a 0° (a) e 45° (b)</i>	111
<i>Figura 4.16: modello schematico dei carichi verticali, orizzontali e torsionali e relativi sensori installati sulla faccia superiore, posteriore e inferiore, longherone posteriore</i>	112
<i>Figura 4.17: modello schematico dei carichi verticali, orizzontali e torsionali, longherone anteriore</i>	113

<i>Figura 4.18: modello schematico dei carichi verticali, orizzontali e torsionali e relativi sensori installati sulla faccia superiore, posteriore e inferiore, longherone anteriore</i>	113
<i>Figura 4.19: posizione sensori senza compensazione</i>	114
<i>Figura 4.20: posizione sensori con compensazione (alternativa a)</i>	116
<i>Figura 4.21: posizione sensori con compensazione (alternativa b)</i>	116
<i>Figura 4.22: posizioni sensori montati, 1 sensore per baia equispaziati sulla baia, sezione x-z</i>	120
<i>Figura 4.23: numero di condizionamenti della matrice 'A' al variare del numero di sensori per baia equispaziati, scala semi-logaritmica</i>	121
<i>Figura 4.24: numero di condizionamenti della matrice 'A' al variare del numero di sensori per baia tra 2 e 20 equispaziati,</i>	121
<i>Figura 4.25: residuo medio percentuale al variare del numero di sensori per baia equispaziati, scala semi-logaritmica</i>	122
<i>Figura 4.26: movimento dei sensori sulla prima baia, freccia verde, sezione x-z</i>	123
<i>Figura 4.27: numero di condizionamenti della matrice 'A', sensori prima baia spostati verso destra, 2 sensori per baia</i>	124
<i>Figura 4.28: movimento dei sensori sulla prima baia opposto, freccia verde, sezione x-z</i>	124
<i>Figura 4.29: numero di condizionamenti della matrice 'A', sensori prima baia allargati spostandoli ciascuno di una quantità pari a 'scostamento da configurazione equispaziata' in direzione opposta, 2 sensori per baia</i>	125
<i>Figura 4.30: posizione dei sensori che minimizza il valore di $cond(A)$, 2 sensori per baia, semi-longherone, sezione x-z</i>	125
<i>Figura 4.31: istogramma distribuzione Gaussiana valori misura sensore 1 in posizione ottimale attorno al valore non perturbato</i>	127
<i>Figura 4.32: convergenza del residuo medio percentuale, 2 sensori per baia in posizione ottimale, perturbazione +/- 0,5 % gaussiana, scala doppio logaritmica</i>	127
<i>Figura 4.33: andamento del residuo medio percentuale spostando i 2 sensori sulle baie verso le relative centine</i>	128

Elenco delle Tabelle

<i>Tabella 2.1: coefficienti aerodinamici del solo profilo MAIN al variare della configurazione del FLAP</i>	46
<i>Tabella 2.2: coefficienti aerodinamici in condizione di massimo carico</i>	46
<i>Tabella 3.1: valori numerici parametri geometrici</i>	49
<i>Tabella 3.2: carichi aerodinamici agenti sulle diverse centine</i>	51
<i>Tabella 3.3: reazioni vincolari ottenute per le diverse centine con carichi aerodinamici</i>	52
<i>Tabella 3.4: carichi agenti dovuti al peso (escluso peso longheroni) sulle diverse centine</i>	53
<i>Tabella 3.5: reazioni vincolari ottenute per le diverse centine con carichi aerodinamici e peso modello</i>	54
<i>Tabella 3.6: carichi distribuiti sui longheroni dovuti al peso degli stessi</i>	54
<i>Tabella 3.7: forza di taglio longherone anteriore</i>	58
<i>Tabella 3.8: momento flettente longherone anteriore</i>	58
<i>Tabella 3.9: parametri geometrici e sforzo massimo longherone ANTERIORE</i>	59
<i>Tabella 3.10: azione di taglio longherone posteriore</i>	63
<i>Tabella 3.11: momento flettente longherone posteriore</i>	63
<i>Tabella 3.12: parametri geometrici e sforzo massimo longherone POSTERIORE</i>	64
<i>Tabella 3.13: parametri geometrici piastra giunto bullonato</i>	65
<i>Tabella 3.14: classificazione bulloni secondo normativa UNI 3740</i>	65
<i>Tabella 3.15: tensioni ammissibili per le differenti classi di vite, CNR-UNI 10011</i>	66
<i>Tabella 3.16: tensioni ammissibili acciai norma CNR-UNI 10011</i>	68
<i>Tabella 3.17: comparazione nomenclature acciai tra UNI e EN-10210</i>	68
<i>Tabella 3.18: caratteristiche fisiche AA6061</i>	74
<i>Tabella 3.19: valori dei coefficienti di pressione e relativi carichi di pressione per le diverse partizioni</i>	79
<i>Tabella 3.20: caratteristiche fisiche AA6061 per spessori tipici di utilizzo e diversi stati</i>	79
<i>Tabella 3.21: dati vite utilizzata per fissaggio pannelli</i>	83
<i>Tabella 3.22: quote relative alle disposizioni dei fori di fissaggio sul pannello</i>	84

Sommario

Lo scopo del presente lavoro di tesi è la progettazione del modello su grande scala (LS) che verrà impiegato nel corso delle fasi di test nella galleria grande del vento (GVPM) presso il Politecnico di Milano nel contesto del progetto europeo Smart Morphing & Sensing (SMS). Tale modello prevede l'integrazione di un sistema di ipersostentamento elettroattivo morphing connesso ad un apparato di misurazione innovativo distribuito sull'intero modello che sfrutta il principio basato sul reticolo di Bragg in fibra (FBG1). La prima fase del lavoro è dedicata ad un'analisi aerodinamica semplificata avvalendosi di un codice in linguaggio Matlab che implementi il metodo di Hess-Smith stazionario con la possibilità di studiare profili multipli. Una volta nota una stima dei carichi aerodinamici in gioco, ci si occupa del design strutturale del modello, fase nella quale è presente una forte alternanza tra l'uso di modelli teorici e metodi numerici ad elementi finiti. Nella sezione finale si introduce la tecnologia della fibra ottica, in particolare applicata al campo della sensoristica. Qui si tenta di sviluppare un modello teorico che permetta di effettuare una taratura virtuale per la misura delle forze sulla struttura, tramite la misura di deformazione con i sensori appena descritti. Si indaga a livello statistico la relazione tra errori e posizioni/numero dei sensori, sovrapponendo un errore casuale

Parole chiave: progetto SMS, tecnologia morphing, metodo di Hess-Smith, analisi elementi finiti (FEA), sensori a fibra ottica in reticolo di Bragg (FBG), taratura virtuale

Abstract

The aim of this thesis is the design of the large-scale model (LS) that will be used during the large wind tunnel test (GVPM) phases at the Politecnico di Milano in the context of the European project Smart Morphing & Sensing (SMS). This model involves the integration of an electro-active morphing hypersustenance system connected to an innovative measuring apparatus distributed over the whole model that exploits the principle based on the fibre Bragg lattice (FBG1). The first phase of the work is dedicated to a simplified aerodynamic analysis using a Matlab language code that implements the stationary Hess-Smith method with the possibility of studying multiple profiles. Once we have obtained an estimate of the aerodynamic loads in play, we take care of the structural design of the model, a phase in which there is a strong alternation between the use of theoretical models and finite element numerical methods. In the final section the technology of optical fibre is introduced, in particular applied to the field of sensoristics. Here a theoretical model is developed, that allowing to carry out a virtual calibration for the measurement of the forces on the structure, in particular by introducing a stochastic error and investigating at the statistical level the relationship between errors and positions/number of sensors.

Keywords: SMS project, morphing technology, Hess-Smith method, Finite Element Analysis (FEA), fiber Bragg grating sensors (FBG), virtual calibration

Capitolo I

1 INTRODUZIONE

In questo capitolo viene svolta un'analisi in letteratura per le strutture morphing, e viene delineato il lavoro di tesi. In particolare, nel paragrafo 1.1 si cerca di dare una visione di come dovrebbe essere l'aereo del futuro, introducendo il concetto di struttura 'morphing' e dando una visione di ciò che è stato fatto in passato in tale direzione.

Nel paragrafo 1.2 si introduce il progetto SMS (Smart Morphing & Sensing) relativamente al si inserisce il presente lavoro di tesi, illustrando obiettivi e peculiarità di tale progetto.

Nel paragrafo 1.3 viene esposto il lavoro specifico di tesi, collocandolo e motivandolo in relazione al progetto SMS e fornendo la struttura generale della tesi.

1.1 L'AEREO DEL FUTURO

Dallo studio dell'aerodinamica di un corpo emerge un fattore chiaro ed imprescindibile, ossia che non esiste la configurazione di forma migliore in assoluto in termini di efficienza. Ogni condizione di volo ha una corrispondente configurazione ottimale di forma, tuttavia l'utilizzo di aeromobili ad ala fissa caratterizzati da componenti rigidi impone una scelta 'unica' nella geometria del velivolo. Tipicamente si opta per la configurazione che massimizzi l'efficienza durante la fase di volo prevalente, ossia la crociera. Per compensare il 'deficit' di prestazioni durante le altre fasi di volo si utilizzano dispositivi meccanici quali i sistemi classici di ipersostentamento come 'slat' e 'flap'. Negli aeromobili moderni tali meccanismi sono attuati attraverso l'ausilio di sistemi idraulici ed attuatori

meccanici. Tali sistemi sebbene risultino affidabili ed efficienti, implicano la presenza di diverse fessurazioni tra le diverse parti rigide grazie alle quali si ha l'innescio di fenomeni turbolenti con relativa nascita di rumore. Inoltre, il meccanismo di attuazione è tipicamente abbastanza complesso a causa della presenza di molte componenti come cerniere, leveraggi, attuatori elettrici e cilindri oleo-dinamici, fattori che implicano un incremento nel peso.

La sfida attuale dell'ingegneria aeronautica consiste perciò nel lavorare su due fronti differenti ma connessi tra loro. Da un lato non può che non esserci la ricerca di prestazioni sempre migliori in termini di efficienza e riduzione di peso che a loro volta portano a risparmi in termini di combustibile; dall'altro lato emerge sempre più l'esigenza della riduzione di rumore sia per il comfort dei passeggeri che per il problema ambientale.

Tale sfida si traduce nella ricerca di una struttura 'intelligente' ed 'attiva' tale che possa adattarsi quanto più velocemente possibile alle differenti condizioni operative al fine di ottenere in ogni punto dell'involucro di volo la configurazione più efficiente.

In questa direzione si giunge così al concetto di struttura 'adattiva' e struttura 'morphing'.

1.1.1 TECNOLOGIA MORPHING

L'idea che sta alla base del concetto di ala 'morphing' è il raggiungimento di una condizione di alta efficienza energetica. Il concetto trae ispirazione dal mondo animale, attraverso l'osservazione del comportamento dei più grandi volatili come l'Albatros o l'aquila di mare, i quali possono volare per grandi distanze senza sbattere le ali. Il segreto sta nella capacità dell'animale di modificare continuamente la propria forma e postura.[1]

Il velivolo ad ala morphing mira a replicare questo comportamento, adattando costantemente la sua aerodinamica alle diverse fasi di volo.

Il concetto di struttura 'morphing' può essere associato a quello di struttura 'adattiva', tuttavia è buona cosa separare i due approcci dandone un'opportuna definizione.

Un'ala 'adattiva' permette ad esempio di regolare l'allungamento alare tramite meccanismi telescopici, l'aumento di corda del profilo alare attraverso ipersostentatori meccanici, la variazione della freccia alare attraverso la rotazione delle ali, la scomparsa del sistema legato al carrello di atterraggio ed in generale quei cambiamenti di forma associati ad azionamenti di elementi rigidi.

Un'ala 'morphing' invece è intesa come una struttura che permette un cambiamento di stato e di forma sostanziale connessa a sistemi con elevata capacità di misurazione e controllo. Tali sistemi necessitano dell'integrazione di tecnologie innovative sia dal punto di vista dell'attuazione sia da quello di misurazione e controllo.[2]

È possibile fornire una classificazione dei differenti tipi di strutture 'morphing' a seconda dell'incremento di prestazioni:

- Large Morphing to produce Global Aerodynamic effects (LMGA), si prevede un forte cambiamento di forma. Nel caso di modifiche sull'allungamento alare si raggiungono variazioni attorno al 60 % o più.
- Small Morphing to produce Global Aerodynamic effects (SMGA), sistemi in cui si controlla lo svergolamento locale oppure la deformazione al bordo di uscita e sistemi simili.
- Small Morphing to produce Local Aerodynamic effects (SMLA), sistemi in cui si controlla la 'pelle' dell'ala in maniera attiva, sistemi di riduzione della resistenza indotta o simili.
- Intermediate Morphing (IM), sistemi per altri scopi di differenti tipologie. Rappresenta la categoria più ampia.

1.1.2 STATO DELL'ARTE

Sin dagli albori dell'aeronautica si cercò di produrre velivoli quanto più adattabili alle differenti dinamiche di volo. Nei prototipi dei fratelli Wright è possibile trovare traccia di strutture 'morphing', in particolare, essi brevettarono nel 1903 con il Wright Flyer I (Figura 1.1) un sistema di pulegge e cavi attraverso i quali ruotare i bordi di uscita delle ali in direzioni opposte al fine di ottenere uno svergolamento variabile e regolabile in apertura; tale meccanismo diveniva utile durante le fasi in

cui il pilota volesse esercitare un controllo laterale del velivolo rispetto all'asse di rollio.

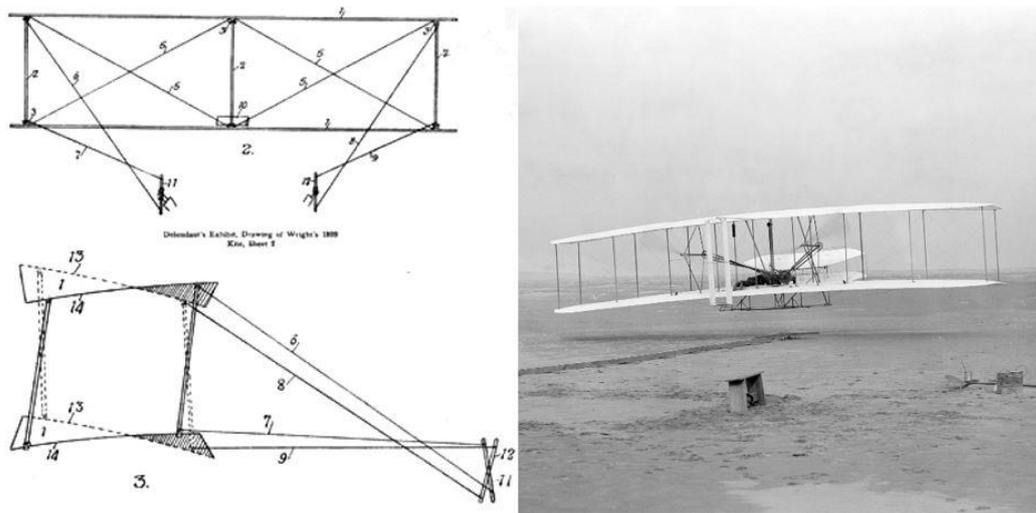


Figura 1.1: Wright Flyer I dei fratelli Wright, 1903

In precedenza, attorno al 1895, Otto Lilienthal sperimentò un aliante con curvatura del profilo alare variabile. Dal suo aliante si denota chiaramente come l'idea base fosse quella di imitare il comportamento e l'aspetto dei volatili, sia nella forma che nella struttura (Figura 1.2).[3]



Figura 1.2: aliante di Otto Lilienthal, 1895

Successivamente, attorno al 1931, in Francia fu sviluppato il primo velivolo in grado di variare il proprio allungamento alare sfruttando un meccanismo telescopico, il Makhonine MAK-10. Esso era in grado di incrementare la propria apertura del 60% durante la fase di volo a bassa velocità, con il risultato di ridurre la componente di resistenza indotta.

La tipologia di ala adattiva più sviluppata nel corso degli anni successivi, a causa della maggior semplicità costruttiva, è risultata essere quella in grado di modificare l'angolo di freccia. Tale modifica ha trovato forte impiego soprattutto nei velivoli militari in grado di operare sia in regime subsonico che in supersonico. I primi modelli, come il Messerschmitt P.1101 (1944), permettevano di variarne l'angolo

di freccia ruotando le ali a terra. Successivamente si svilupparono velivoli in grado di modificare la posizione delle ali durante le fasi di volo, rendendoli più efficienti e flessibili. Tra i modelli più celebri, si possono citare il Bell X5 (1951), il Mig-23 (1967), il Tupolev TU-22M (1969), l'F14 Tomcat (1970) (Figura 1.3) ed il Panavia Tornado (1974). L'idea è quella di sfruttare la configurazione di ala estesa per le basse velocità, ottenendo maggior portanza e minor resistenza indotta, mentre la configurazione ad ala ritratta per il volo supersonico in cui il maggior contributo di resistenza deriva dalla componente associata alla resistenza d'onda.



Figura 1.3: Grumman F-14 Tomcat, ala a freccia variabile

Risulta evidente come la ricerca e lo sviluppo di forme adattive abbia coinvolto quasi esclusivamente velivoli militari e sperimentali. Tuttavia, negli ultimi anni tale questione ha coinvolto anche il settore civile, a causa di una continua ricerca di abbattimento dei costi in termini di consumi e miglioramento del comfort e riduzione sull'impatto ambientale e acustico. Inoltre, solo dalla fine degli anni '90 troviamo traccia dei primi veri lavori secondo un approccio più 'morphing' e meno 'adattivo'. Questo processo è strettamente connesso alle nuove tecnologie sviluppate in termini di materiali, attuatori, controllori e sensori.

I primi progetti avviati in ambito militare come il programma Morphing Aircraft Structures (MAS) di DARPA, avente l'obiettivo di sviluppare strutture alari attive in grado di modificare la propria forma in termini di apertura, freccia e superficie utile, ebbero buoni risultati come lo sviluppo del Lockheed-Martin Agile Hunter (Figura 1.4).

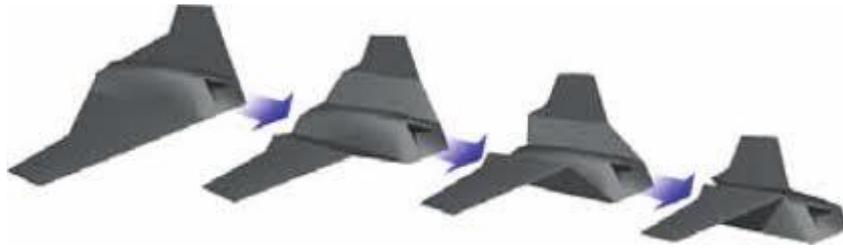


Figura 1.4: Lockheed-Martin Agile Hunter, morphing alare

Tuttavia, l'ipotesi di implementare un così ampio 'morphing' strutturale nel contesto civile risulta impensabile, sia per dimensioni che per costi. Il passo è stato quello di comprendere che la direzione più efficiente fosse quella di procedere a strutture di 'morphing' riguardo alla produzione di profili alari a curvatura variabile. In tale senso, risulta interessante il lavoro di ricerca avviato dalla NASA a fine anni '90 sotto il nome di Active Flexible Wing (AFW) che coinvolse l'implementazione di un ala avente il profilo a curvatura variabile su di un F/A-18 (Figura 1.5), con l'utilizzo di dispositivi di variazione geometrica sia a bordo di attacco che a bordo di uscita. Il progetto proseguì poi sotto il nome di Active Aeroelastic Wing (AAW).



NASA Dryden flight Research Center Photo Collection
<http://www.afrc.nasa.gov/gallery/photos/index.html>
NASA Photo: EC03-0039-1 Date: February 7, 2003 Photo By: Jim Ross
NASA Dryden's highly-modified Active Aeroelastic Wing F/A-18A shows off its form during a 360-degree aileron roll during a research flight.

Figura 1.5: NASA Dryden's AAW F/A-18, forma durante una manovra a 360° nel corso di un volo sperimentale

1.2 PROGETTO SMS



Il progetto europeo Smart Morphing & Sensing (Horizon 2020) ha come scopo lo sviluppo e la verifica sperimentale di un innovativo flap morphing. In particolare, il modello sarà dotato di attuatori elettroattivi intelligenti per modificare la struttura di sostentamento di un aeromobile al fine di ottenere la forma ottimale rispetto alle prestazioni aerodinamiche desiderate (elevata portanza e bassa resistenza). Questo è realizzato utilizzando una nuova generazione di sensori basati su fibre ottiche che consentono misurazioni della pressione distribuita e l'ottimizzazione in tempo reale delle caratteristiche aerodinamiche. Ciò consente non solo di attenuare la separazione del flusso e le instabilità di disturbo, come il flutter degli alettoni, ma anche di ridurre il rumore del bordo di uscita e altre sorgenti di vibrazioni in volo, provenienti da interazioni tra ala e fusoliera e motore o da fenomeni meteorologici critici come raffiche, aventi un impatto importante sulla sicurezza.

Il progetto combina le tecnologie e gli approcci più innovativi per dimostrare come i nuovi velivoli possano trarre vantaggio dal morphing elettroattivo (EM) e dal rilevamento distribuito basato sul reticolo di Bragg in fibra (FBG1) (Othonos, 1997). Questo progetto offre l'applicazione di nuovi metodi e tecnologie che possono essere utilizzati per sistemi di bordo di uscita intelligenti multifunzionali e per il controllo del carico attivo. Inoltre, il progetto SMS contribuisce ad avanzare, mantenere e promuovere la competitività dell'industria aeronautica europea.

Gli esperimenti aerodinamici e strutturali sono inclusi per dimostrare le buone capacità del nuovo design integrato di rilevamento intelligente e morphing tramite l'azionamento in tempo reale. I calcoli aeroelastici ad alta fedeltà vengono utilizzati per ottimizzare la posizione e la funzione degli attuatori. Gli esperimenti studiano l'aumento dell'efficienza aerodinamica in crociera, decollo e atterraggio controllando la struttura di turbolenza responsabile del rumore e delle vibrazioni. La configurazione principale è basata sull'ala tipo Airbus A320 con flap morphing. Il progetto SMS stabilisce un ciclo chiuso di attività teoriche e sperimentali, confrontando i risultati e le realizzazioni, con l'obiettivo generale di migliorare

sostanzialmente le prestazioni aerodinamiche dell'aeromobile e quindi ridurre l'impatto ambientale.

Sono studiate due configurazioni basate sull'ala Airbus A320. La prima prevede un modello a scala ridotta (RS) che consente esperimenti sul campo dettagliati per mezzo di Tomographic-PIV, la seconda configurazione consiste invece in un modello su grande scala (LS) avente una lunghezza di corda vicina al vero. In entrambi i casi, nella parte posteriore dell'ala è integrato il corrispondente flap morphing.

DISCIPLINE COINVOLTE

Il progetto SMS associa i seguenti metodi che saranno accoppiati in un ambiente multidisciplinare:

- Design aeroelastico integrato avanzato utilizzando CFDSM ad alta fedeltà (Computational Fluid Dynamics Structural Mechanics) introducendo le proprietà della nuova generazione di materiali intelligenti (ad esempio, forme di memoria leghe (SMA)), distribuito piccoli attuatori piezoelettrici (PA) e polimeri elettroattivi (EP)), nonché nuovi attuatori elettromagnetici in un concetto ibrido.
- Rilevamento distribuito avanzato utilizzando una nuova generazione di sensori a fibra ottica ad alta fedeltà basati su reticolo a fibra Bragg (Othonos, 1997) al fine di fornire informazioni in tempo reale ad alta precisione della situazione di volo corrente permettendo un collegamento diretto ad attuatori aerostutturali.
- Tecniche sperimentali avanzate per fornire dati riguardo alle simulazioni ad alta fedeltà per il feedback iterativo del design del controllore da utilizzare per l'ottimizzazione del flap di morphing di un'ala di tipo A320. Queste tecniche sperimentali saranno utilizzate anche come base per la validazione dei nuovi sistemi di azionamento e rilevamento tramite test della galleria del vento (WT) a velocità subsonica (per l'ottimizzazione di sollevamento e riduzione del rumore durante le fasi di decollo e di atterraggio) e transonica velocità (per l'ottimizzazione del rapporto lift/drag e riduzione di trascinamento nelle fasi di crociera).

- Design del controllore mediante appositi comandi di volo (FCC), per azionare le proprietà dei materiali elettroattivi in un'azione distribuita non locale che combina le capacità di azionamento con i sensori FBG distribuiti al fine di consentire un'ottimizzazione in tempo reale corrispondente al profilo di volo prescelto. Questo nuovo design del controllore dimostrerà l'efficienza delle nuove metodologie di rilevamento e morphing di cui sopra per il prototipo finale.

1.2.1 OBIETTIVI E FASI DEL PROGETTO

L'obiettivo del progetto è quello di ottenere una riduzione di almeno l'1% del consumo di carburante e circa lo 0,5% di CO₂; inoltre ci si aspetta di ottenere riduzione di instabilità e dei livelli di rumorosità (riduzione del rumore attesa attorno all'8%). Questi requisiti saranno raggiunti con la manipolazione intelligente delle strutture parassite turbolente e l'interazione degli shock intorno all'ala, al fine di sopprimere le strutture vorticose dannose ed enfatizzare quelle benefiche. In questo modo, le instabilità dannose saranno attenuate o soppresse, nonché sarà possibile avere controllo sulla larghezza della scia che risulta strettamente connessa alla resistenza aerodinamica.

Tutto ciò sarà l'obiettivo dei nuovi dispositivi di morphing che operano in regimi dinamici e abilitati da nuovi dispositivi di rilevamento. Questo sistema di rilevamento del morphing intelligente sarà azionato da un efficiente design del controllore ottenuto da un'interfaccia adeguata di comandi di controllo, al fine di garantire morphing in tempo reale.

Secondo tutti questi elementi, gli obiettivi specifici delle diverse fasi del progetto sono elencati di seguito:

- Progettazione di un efficiente sistema di azionamento basato su dispositivi elettroattivi intelligenti in grado di operare simultaneamente su basse frequenze/alte deformazioni della parte posteriore dell'ala, permettendo vibrazioni ad alta frequenza/piccola deformazione della regione di bordo finale. Questo aspetto sarà studiato in velocità subsonica e transonica, corrispondenti rispettivamente ai requisiti di decollo/atterraggio ed in fase di crociera. Il focus in fase di

decollo/atterraggio è l'aumento di portanza e più precisamente l'ottimizzazione del rapporto lift-to-drag, così come la riduzione del rumore. Ancora più importante, alla velocità di crociera, la fase più duratura, sarà la riduzione della resistenza, oltre ai requisiti precedenti. Ciò sarà ottenuto grazie alla forma e alle vibrazioni ottimali del bordo di uscita, assicurando un'interazione ottimale dello strato di shock-Boundary (SWBLI), cioè per sopprimere il buffet transonico alla sua "nascita precoce", al fine di evitare un aumento di resistenza ed un rischio pericoloso di innesco aeroelastico, entrambi mostrati nella gamma di numeri di Mach di $Ma = 0,7-0,8$ per gli aeromobili civili.

- Progettazione di un sistema di rilevamento efficiente, basato sulla tecnica di fibra ottica non intrusiva del reticolo di Bragg. Questo sistema sarà in grado di garantire misurazioni di fluttuazioni di pressione distribuite a più punti e di catturare l'insorgenza di instabilità e le modalità vibrazionali dannose. Il sistema di rilevamento consentirà quindi un'efficiente interfaccia di rilevamento/morphing per il funzionamento in tempo reale. Questo sistema sarà arricchito anche da attuatori/sensori di polimero piezo ed elettroattivo posizionati lungo il profilo in grado di avere una doppia capacità di funzionamento recuperando energia vibrazionale ambientale e riattribuendo per le esigenze di morphing. Pertanto, l'obiettivo del presente sistema è la raccolta di energia, un importante valore aggiunto rispetto ad altri metodi nello stato dell'arte.
- Progettazione delle leggi di controllo al fine di ottenere i concetti di morphing ottimali. Questo si baserà sulla pressione e sulle fluttuazioni delle forze studiate dalla sperimentazione dettagliata dei prototipi di morphing, permettendo il morphing in tempo reale. Il design sarà quindi basato su leggi di controllo altamente multi-input/multi-output (MIMO) a causa dell'elevato numero di sensori e attuatori distribuiti. Con questo sarà in grado di gestire le incertezze del modello e le variazioni dei parametri (come la velocità dell'aria) grazie alle leggi di controllo del feedback a circuito chiuso che consentono l'auto adattamento in tempo

reale alle effettive condizioni sperimentali e alle sollecitazioni di morphing.

- Verifica sperimentale e prova dell'efficienza di morphing/sensing. Questo obiettivo mira a rendere testimonianza dei benefici raggiunti dalle fasi precedenti del progetto SMS. Sarà studiato per la prima volta nel prototipo a scala ridotta (RS) in velocità subsoniche e transoniche, al fine di fornire una serie molto dettagliata di misurazioni. Per questo, tecniche ottiche altamente avanzate come il time-resolved PIV e la 4D tomo-PIV saranno utilizzati in un'area ridotta intorno al bordo di uscita e nella regione di scia più ravvicinata. Queste misurazioni della velocità, accoppiate con il rilevamento della pressione e le misurazioni delle forze, consentiranno di studiare in dettaglio la modifica e la manipolazione della struttura di turbolenza nella regione di vicino a parete, al fine di estrarre importanti meccanismi di controllo. Questi obiettivi prepareranno la fase di rilevamento/morphing di un'ala prototipo su larga scala (LS) con flap ad alto sollevamento.
- Ottimizzazione del comportamento di morphing mediante simulazioni di interazione a struttura fluida ad alta fedeltà numerica, utilizzando approcci di modellazione più avanzati (CFDSM-meccanica strutturale di fluidodinamica computazionale). Questo obiettivo contribuirà ad arricchire i comportamenti ottenuti sperimentalmente (database) al fine di ridurre considerevolmente i cicli di progettazione e gli esperimenti di prototipi finali, permettendo concetti di rilevamento/morphing ottimizzati.
- Predisposizione del progetto finale dei prototipi Grazie ai concetti di rilevamento/morphing ottimizzati e ai comandi di controllo efficienti e all'interfaccia del controllore. Questi obiettivi mirano a dimostrare i miglioramenti dell'efficienza aerodinamica funzionamento in tempo reale e per quanto riguarda i suddetti benefici. Questi obiettivi saranno raggiunti da una stretta interazione tra la simulazione, l'ottimizzazione multidisciplinare (MDO) e le attività sperimentali.

1.3 LAVORO SPECIFICO DI TESI

Il suddetto lavoro di tesi trae origine dal progetto SMS esposto al paragrafo 1.2. In particolare, ci si occupa del progetto del modello su larga scala (LS) utilizzato per la fase di sperimentazione di rilevamento/morphing (LS) con flap di ipersostentamento. Il test avrà sede nella grande galleria del vento (GVPM) presso il Politecnico di Milano (Figura 1.6), utilizzando la camera di prova a bassa turbolenza, caratterizzata da una larghezza di 4 [m], altezza 3,84 [m], lunghezza 6 [m] e velocità massima del flusso pari a 55 [m/s]. Tali dimensioni permettono l'alloggiamento di un modello su grande scala e costituiscono i vincoli imprescindibili rispetto ai quali avverrà il dimensionamento dello stesso.

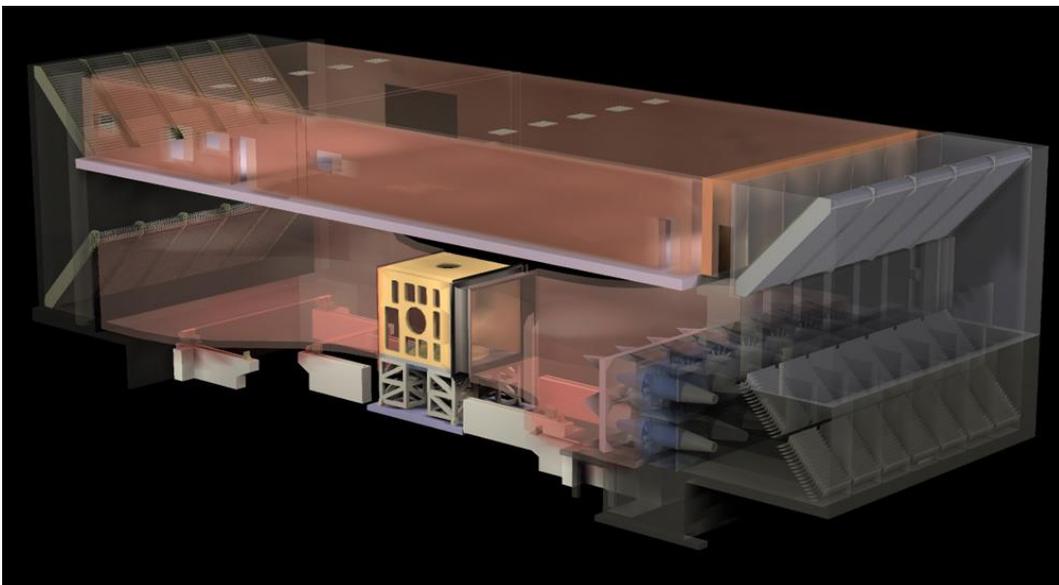


Figura 1.6: struttura galleria del vento grande presso il Politecnico di Milano

Nello specifico, ci si dedicherà al dimensionamento ed a tutte le soluzioni strutturali ottimali relative alla parte di ala fissa sulla quale troverà alloggiamento il flap morphing. L'allestimento dettagliato del flap viene seguito dai 'partners' di progetto. Il modello sarà progettato con l'obiettivo di rispettare il requisito di piccole deformazioni e sforzi ammissibili anche nelle condizioni più estreme di carichi verificabili nel corso dei test.

Il capitolo 2 affronta il problema relativo alla stima dei carichi agenti sulla struttura; si fa uso di un metodo a pannelli di semplice e veloce implementazione che tuttavia gode al più di una sovrastima dei carichi stessi, fattore che nella fase di progetto e

allestimento della prova non fa altro che giocare in favore di sicurezza rispetto alla bontà dei risultati che si otterranno. In particolare, si utilizzerà un codice di calcolo che implementa il metodo a pannelli di Hess-Smith in linguaggio Matlab, basato sulla teoria a potenziale bidimensionale che prevede una discretizzazione della geometria del profilo attraverso una pannellatura. Tale codice presenterà la peculiarità di poter calcolare le distribuzioni di pressione anche nel caso di profili multipli, elemento che risulta indispensabile dal momento che si è interessati ad una configurazione del modello dotata di flap.

Una volta stimati i carichi aerodinamici agenti sul modello, si procederà all'analisi strutturale dello stesso nel capitolo 3; in particolare, si predisporrà una soluzione pratica ed efficiente di alloggiamento del modello in camera di prova che permetta di modificare l'incidenza dello stesso per diverse prove, garantendo resistenza e solidità. Inoltre, ci si occuperà del dimensionamento e del layout della struttura in termini di centine e longheroni, prestando particolare attenzione alla pannellatura costituente il dorso del profilo dell'ala principale nella regione ipersostentata ed introducendo elementi irrigidenti quali correnti, dal momento che tale zona presenterà il maggior carico in termini di pressione distribuita. Nel corso di questo capitolo verrà spesso utilizzato un approccio di calcolo ad elementi finiti, in particolare sfruttando il software di modellazione 3D e simulazione Autodesk® Inventor.

Infine, nel capitolo 4 si introdurrà la tecnologia della fibra ottica, in particolare applicata al campo della sensoristica illustrando il funzionamento ed i principi fisici dei sensori a fibra in reticolo di Bragg (FBG).

Inoltre, volendo effettuare diverse misurazioni sul modello, tra cui le forze agenti su questo, ci si dedicherà all'implementazione di un codice in ambiente Matlab che simuli una procedura di taratura virtuale, al fine di predisporre la fase reale di taratura sperimentale successiva. In particolare, al fine di progettare il design delle linee di misurazione, si analizzerà l'effetto della posizione e del numero dei sensori sulla propagazione dell'errore introdotto a fronte di componenti random limitate di errori sulle misurazioni.

Capitolo II

2 ANALISI AERODINAMICA DEL MODELLO

In questo capitolo viene affrontata un'analisi aerodinamica preliminare del modello, il cui scopo è la stima dei coefficienti aerodinamici utili per le successive fasi di dimensionamento e progettazione strutturale. In particolare, si opta per uno studio delle prestazioni aerodinamiche in campo bidimensionale utilizzando un metodo a pannelli. Sebbene questa tipologia di metodi numerici non sia in grado di prevedere fenomeni legati alle separazioni e quindi lo stallo, ciò non costituisce un problema nel caso in questione viste le moderate incidenze e l'alto numero di Reynolds a cui verrà provato il modello. Gli effetti viscosi potrebbero essere importanti nel caso di grandi deflessioni del flap, ma è noto da studi sul tema come tali metodi tendano a sovrastimare le prestazioni aerodinamiche, aspetto che tuttavia gioca in favore di sicurezza dal momento che nel caso specifico tali risultati costituiscono la base per verifiche e dimensionamenti riguardo il modello. Tali ipotesi perdono di validità nel momento in cui si volesse analizzare l'eventuale progressione verso lo stallo ed una valutazione più accurata del campo di moto attorno al flap, casistiche per le quali risulta essere strumento più adatto un calcolo di CFD (Computational Fluid Dynamics).

Nel paragrafo 2.1 si affronta la teoria del metodo di Hess Smith e del relativo codice. Nel paragrafo 2.2 si applica il codice alle configurazioni bidimensionali del profilo del modello nella zona ipersostentata, effettuando valutazioni qualitative sulla bontà del codice e sugli effetti dell'attuazione del flap. Infine, viene identificata la configurazione di massimo carico e relativi coefficienti aerodinamici.

2.1 METODO DI HESS-SMITH

Sebbene la teoria dei profili sottili fornisca informazioni utili riguardo ai coefficienti aerodinamici di portanza e momento rispettando la condizione di Kutta e considerando l'effetto della distribuzione di curvatura e la posizione del centro di pressione, presenta alcuni punti di debolezza. Infatti, essa ignora la distribuzione dello spessore del profilo alare con conseguente inaccuratezza della predizione riguardo alla distribuzione di pressione nei pressi dei punti di ristagno; inoltre nel caso di profilo spesso con notevole curvatura, le ipotesi alla base della teoria stessa vengono violate.

L'idea che sta alla base dei metodi a pannelli consiste nello sfruttare la medesima soluzione dell'equazione di Laplace per il potenziale cinetico totale del campo di moto, collocando però le singolarità, quali vortici, sorgenti e pozzi, sulla superficie del corpo ed applicare la condizione di flusso perfettamente tangente su di essa senza l'utilizzo dell'approssimazione come corpo sottile. Dal momento che si vuole ottenere un problema risolvibile analiticamente, la superficie del corpo viene discretizzata in una serie di segmenti che prendono il nome di pannelli.

Il metodo di Hess-Smith rappresenta una possibile implementazione del metodo a pannelli, probabilmente tra le più semplici e più utilizzate. [4] La sua formulazione sfrutta una distribuzione di sorgenti e vortici sulla superficie del corpo così che il potenziale cinetico totale ϕ sia dato da:

$$\phi = \phi_{\infty} + \phi_v + \phi_s$$

Dove ϕ_{∞} , ϕ_v , ϕ_s rappresentano rispettivamente il potenziale associato alla velocità asintotica, alla distribuzione di vortici ed a quella di sorgenti. Tra le ipotesi alla base dei metodi a potenziale si assume che il fluido sia inviscido, irrotazionale ed incomprimibile.

In altri termini, si impone che in tutto il campo di moto il vettore velocità presenti rotore nullo. Tale fatto rappresenta ovviamente una limitazione che comporta la dimenticanza di ogni fenomeno termodinamico all'interno del problema che descrive la dinamica del fluido. [5]

Tuttavia, il modello incomprimibile fornisce una descrizione sufficientemente accurata di un elevato numero di fenomeni fluidodinamici, a patto che il numero di Mach caratteristico della corrente risulti molto minore di 1, solitamente come soglia si stabilisce $Mach < 0,3$.

Applicando l'equazione di continuità:

$$\nabla \cdot U = 0$$

e ricordando la definizione di potenziale cinetico:

$$U = \nabla \phi$$

si ottiene:

$$\boxed{\nabla^2 \phi = 0} \quad \rightarrow \quad \text{equazione di Laplace per il potenziale}$$

Dal momento che essa è un'equazione differenziale lineare, risulta valido il principio di sovrapposizione degli effetti, per cui è possibile valutare in maniera disaccoppiata l'effetto dei diversi termini che compongono il potenziale cinetico totale.

Al fine di ottenere un problema chiuso e risolvibile, il metodo di Hess-Smith implementa la seguente procedura:

- Discretizzazione della geometria in un set di N pannelli (Figura 2.1)

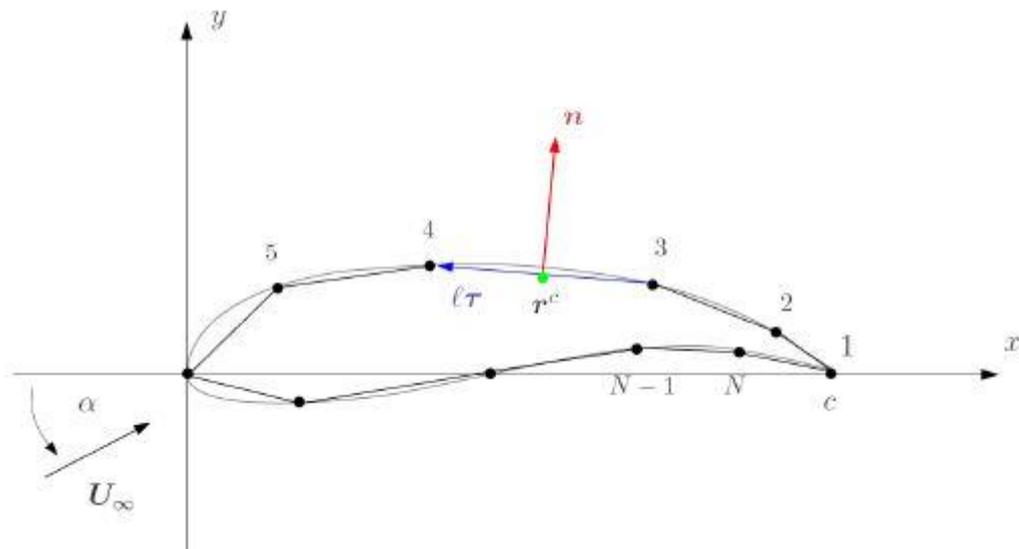


Figura 2.1: discretizzazione geometria in pannelli

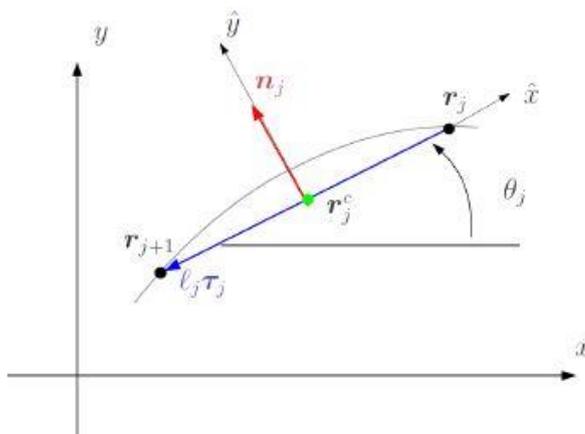
Dove τ indica il vettore tangente unitario, n il vettore normale unitario, l la lunghezza del pannello, c la corda del profilo ed r^c il punto medio del pannello.

- Collocazione su ciascun pannello di una sorgente uniforme e di un vortice uniforme
- Intensità delle sorgenti variabile per ciascun pannello q_j , intensità dei vortici uguale per tutti i pannelli γ

Ne risulta la seguente espressione che indica la velocità totale del campo, come composizione della velocità asintotica con le velocità indotte da sorgenti e vortici:

$$u_i(x, y) = U_\infty + \sum_{j=1}^N u_{ji}^S(x, y)q_j + \left(\sum_{j=1}^N u_{ji}^V(x, y) \right) \gamma$$

Dove u_{ji}^S indica le componenti di velocità nel punto medio del pannello i -esimo indotte da una sorgente di intensità unitaria collocata sul pannello j -esimo, discorso analogo per u_{ji}^V . Dal punto di vista del codice, è necessario dapprima svolgere l'operazione nel sistema di riferimento locale del pannello adoperando una prima trasformazione geometrica. Successivamente si ricalcolano le componenti di velocità indotte nelle coordinate del sistema globale comune a tutti i pannelli. Per il generico pannello j (Figura 2.2) la trasformazione è la seguente:



$$Q_j = \begin{bmatrix} \cos(\theta_j) & \text{sen}(\theta_j) \\ -\text{sen}(\theta_j) & \cos(\theta_j) \end{bmatrix} \\ = \begin{bmatrix} -\tau_{j,x} & -\tau_{j,y} \\ n_{j,x} & n_{j,y} \end{bmatrix}$$

Figura 2.2: generico pannello j -esimo

Si ottengono così N+1 incognite (N intensità delle sorgenti q_j e 1 intensità dei vortici γ)

- Imposizione su ciascun pannello (nel suo centro) della condizione di non penetrazione (N equazioni)

$$u_i^c(x_i, y_i) \cdot n_i = 0 \quad n = 1, \dots, N$$

- Equazione aggiuntiva per la chiusura del sistema fornita dalla condizione di Kutta (Figura 2.3)

$$u(x_1^c, y_1^c) \cdot \tau_1 + u(x_N^c, y_N^c) \cdot \tau_N = 0$$

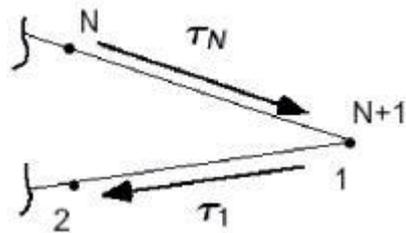


Figura 2.3: bordo di uscita tra pannello 1 e pannello N

Nel regime stazionario, tale condizione assicura che il punto di ristagno posteriore sia collocato nel punto di bordo di uscita. Tale fatto cessa di valere nel caso non stazionario, dove tale punto può assumere differenti posizioni a causa del transiente. Inoltre, la condizione di Kutta assicura che nella zona di

bordo di uscita non ci sia un cambio infinito di velocità e che il fluido lasci il profilo generando una discontinuità impermeabile, attraverso la quale però la pressione risulta essere continua. Tale discontinuità rappresenta la scia.

- Risoluzione sistema lineare che permette di ottenere q_j e γ

In forma compatta si ottiene un sistema lineare del tipo $A z = B$ dove:

$$A = \begin{bmatrix} A^S & b^V \\ (b^S)^T & a^V \end{bmatrix}, \quad z = \begin{Bmatrix} q_1 \\ \vdots \\ q_1 \\ \gamma \end{Bmatrix}, \quad B = \begin{Bmatrix} -U_\infty \cdot n_1 \\ \vdots \\ -U_\infty \cdot n_N \\ -U_\infty \cdot (\tau_1 + \tau_N) \end{Bmatrix}$$

Con:

- $A_{ij}^S = u_j^S(x_i^c, y_i^c) \cdot n_i$
- $b_i^V = \sum_{j=1}^N u_j^V(x_i^c, y_i^c) \cdot n_i$
- $b_j^S = u_j^S(x_1^c, y_1^c) \cdot \tau_1 + u_j^S(x_N^c, y_N^c) \cdot \tau_N$

$$\circ a^V = \sum_{j=1}^N u_j^V(x_1^C, y_1^C) \cdot \tau_1 + u_j^V(x_N^C, y_N^C) \cdot \tau_N$$

- Calcolo distribuzione di pressione e coefficienti aerodinamici

Per calcolare il coefficiente di pressione nel punto *i-esimo* è possibile sfruttare il teorema di Bernoulli, per cui:

$$C_{P,i} = 1 - \frac{||u_i||^2}{U_\infty^2}$$

Dove la velocità u_i indica la velocità tangenziale al pannello *i-esimo* ed una volta note q_j e γ può essere calcolata come:

$$u_i = u_i \cdot \tau_i = U_\infty + \sum_{j=1}^N u_j^S(x_i^C, y_i^C) q_j + \left(\sum_{j=1}^N u_j^V(x_i^C, y_i^C) \right) \gamma$$

Noto il coefficiente di pressione, è possibile risalire al coefficiente di portanza ed a quello di momento, in questo caso espresso rispetto al bordo di attacco:

$$L = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \sum_{i=1}^N C_{p,i} l_i (-n_i) \cdot \alpha^\perp \rightarrow \boxed{C_L = - \sum_i^N C_{P,i} \frac{l_i}{c} n_i \cdot \alpha^\perp}$$

$$M_{LE} = - \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \sum_{i=1}^N C_{p,i} l_i (r_i^C \times n_i) \cdot z \rightarrow \boxed{C_M = - \sum_i^N C_{P,i} \frac{l_i}{c^2} (r_i^C \times n_i) \cdot z}$$

PROFILI MULTIPLI

Il metodo di Hess-Smith può essere esteso al caso di profili multipli, utile per lo studio di situazioni quali profili in tandem, profili a cascata oppure per configurazioni di profilo più flap. A livello concettuale il problema non presenta sostanziali novità, ma si evidenzia un ovvio aumento di incognite e quindi di equazioni. Ad esempio, nel caso di due profili, il numero delle intensità dei vortici γ da trovare sarà pari a 2, mentre le intensità delle sorgenti q_j incognite sarà in numero pari al numero di pannelli totali usati per descrivere i due profili. In questo caso è possibile verificare come le singolarità su un profilo producano velocità indotte sull'altro e viceversa.

2.2 RISULTATI

I seguenti risultati derivano da un codice Hess-Smith implementato in ambiente Matlab. Tale codice permette il calcolo del campo di pressione e velocità attorno al profilo scelto ed i relativi coefficienti aerodinamici, anche nel caso di profili multipli.

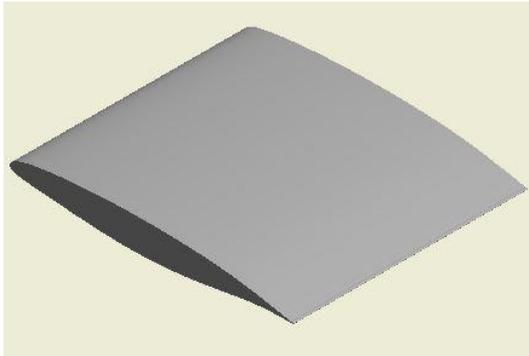


Figura 2.4: modello con flap non estratto

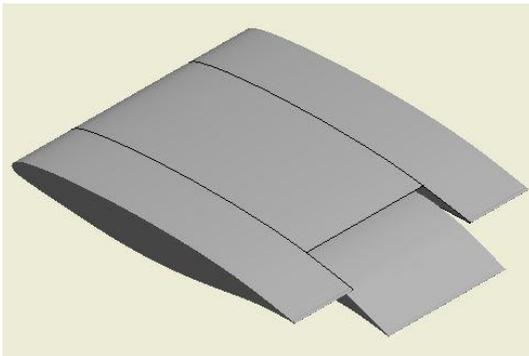


Figura 2.6: modello con flap estratto in configurazione take-off

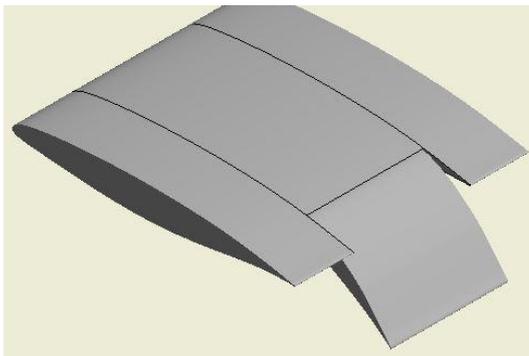


Figura 2.5: modello con flap estratto in configurazione landing

Dapprima si analizza la configurazione del modello non ipersostentato (Figura 2.4), il cui profilo alare costante in corda viene denominato come profilo in configurazione ‘CLEAN’.

Relativamente ad essa si effettua un confronto dei risultati con quelli ottenuti attraverso l’utilizzo di Xfoil.

Successivamente si vuole comprendere l’effetto ipersostentante svolto dal flap, in particolare considerandolo esteso nelle configurazioni di decollo (Figura 2.5) e atterraggio (Figura 2.6), comprendendone e discutendone gli effetti principali evidenziati dai risultati. In questi casi, il modello non presenta un unico profilo costante lungo la corda. In particolare, nella parte di carenatura esterna non ipersostentata il profilo è il medesimo del caso non ipersostentato, ossia configurazione ‘CLEAN’, mentre la zona centrale nella quale si trova il sistema ipersostentante presenta due geometrie caratterizzanti il

profilo complessivo: la parte del profilo che si mantiene fissa rispetto ai movimenti del flap e solidale alla regione esterna non ipersostentata viene definita configurazione ‘MAIN’, il flap stesso viene invece definito a seconda della

configurazione che assume come ‘LANDING FLAP’ oppure ‘TAKE-OFF FLAP’. L’analisi inerente alle differenti configurazioni consiste in uno studio semplificato bidimensionale, privato cioè da ogni contributo associato all’apertura finita dell’ala. Gli effetti tridimensionali tuttavia ridurrebbero la circolazione sull’ala a causa della presenza dell’induzione della scia, di conseguenza dal momento che le prestazioni sono propedeutiche al dimensionamento del modello, si ritiene che tale ipotesi semplificativa possa costituire ulteriore incremento nel fattore di sicurezza.

Per maggior chiarezza in termini di nomenclature successive, si riporta uno schema per i differenti profili alari considerati (Figura 2.7).

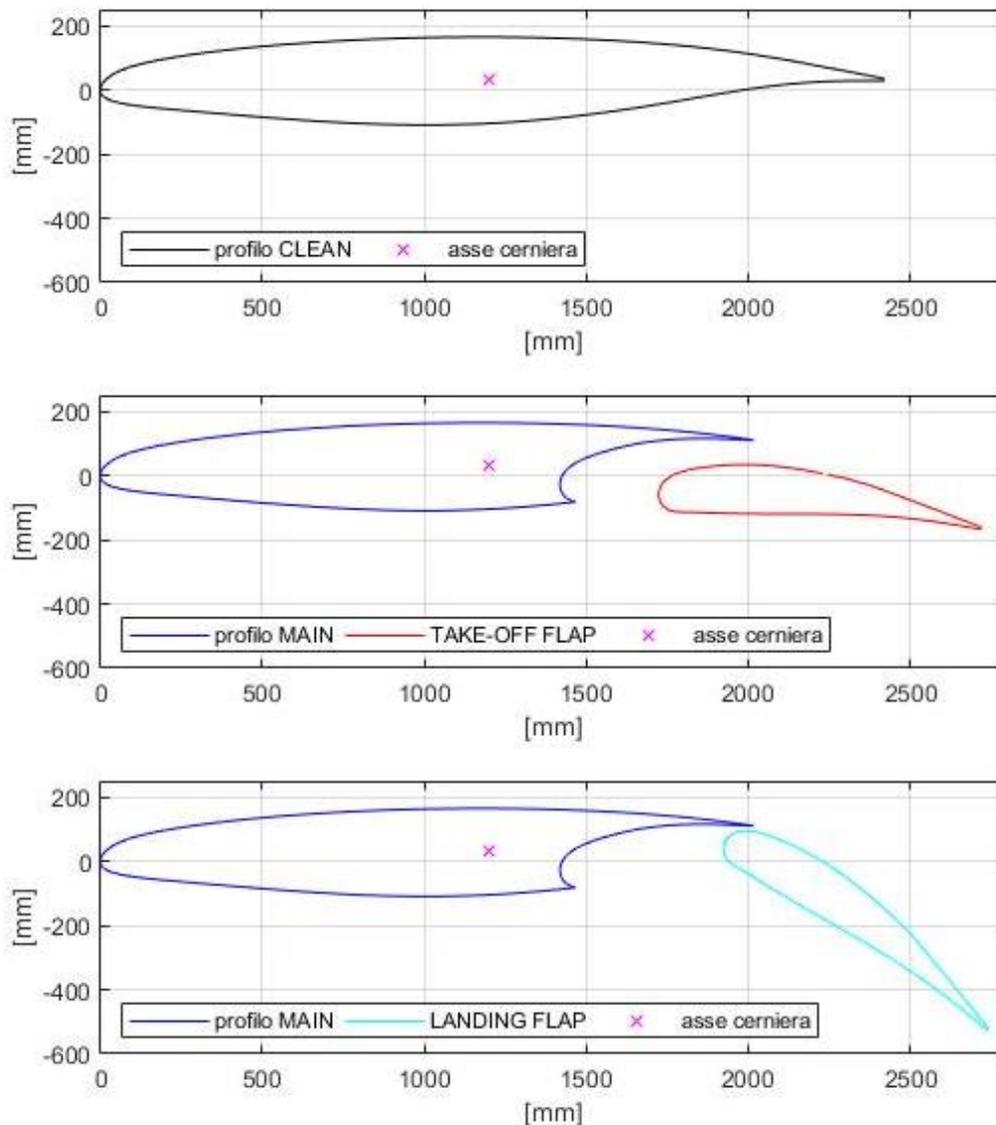


Figura 2.7: configurazioni studiate e relativa nomenclatura

2.2.1 CONFIGURAZIONE CLEAN

Effettuando un confronto tra le curve di portanza (Figura 2.8) e di momento (Figura 2.9), valutato rispetto al bordo di attacco, in funzione dell'angolo d'incidenza ottenute attraverso il software Xfoil [6] è possibile valutare la bontà del codice ed i relativi risultati, dal momento che lo scostamento tra le curve risulta essere minimo.

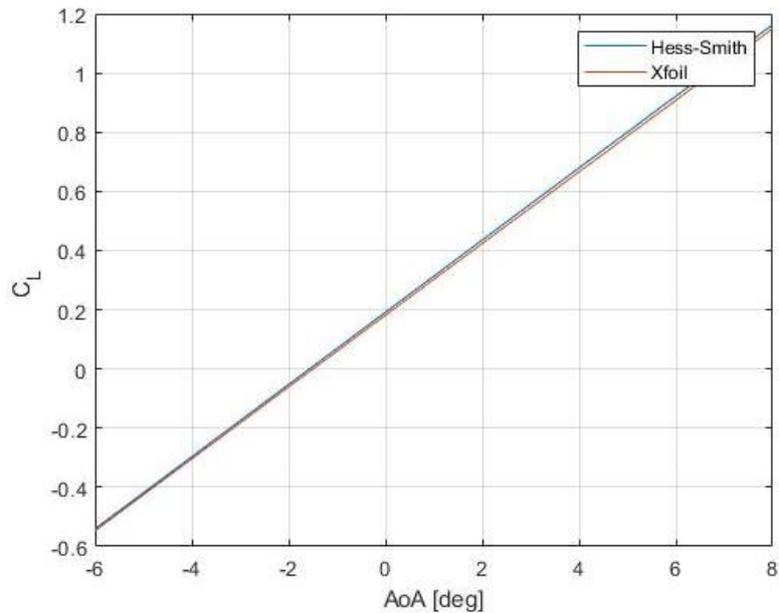


Figura 2.8: confronto curva C_L - α tra Hess-Smith e Xfoil, configurazione CLEAN

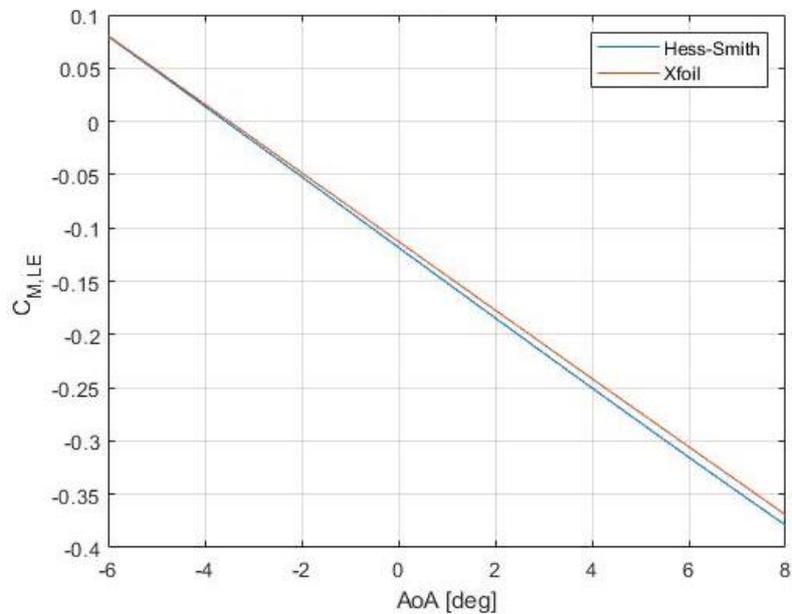


Figura 2.9: confronto curva $C_{M,LE}$ - α tra Hess-Smith e Xfoil, configurazione CLEAN

Si riporta in Figura 2.10 l'andamento delle linee di corrente ed in Figura 2.11 il campo di pressione attorno al profilo; i risultati sono ottenuti considerando un angolo di incidenza del profilo principale attorno all'asse di cerniera pari a 8° , dal momento che si assume che la prova sperimentale non oltrepassi tale incidenza del modello.

Ricordando la definizione di linea di corrente, ossia una curva che in ogni punto è tangente al vettore velocità locale del fluido, è possibile affermare che la densità di tali linee quantifica l'intensità della velocità, in conseguenza della conservazione della massa. Si nota in Figura 2.10 come le linee risultino essere più ravvicinate nella zona di bordo di attacco sul lato dorso in conseguenza dell'accelerazione che il flusso subisce a causa dell'elevata curvatura del profilo in tale zona, mentre tendano a distanziarsi tra loro nella zona prossima al bordo di uscita.

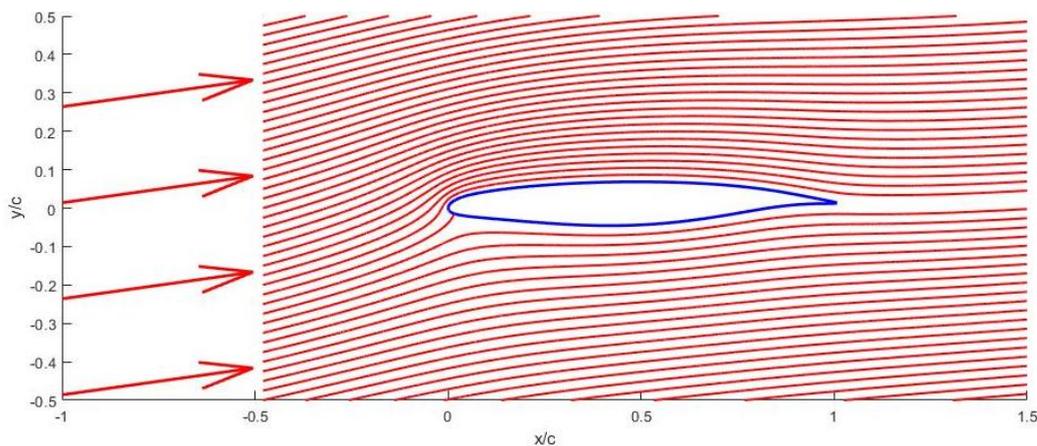


Figura 2.10: linee di corrente, configurazione CLEAN, $\alpha=8^\circ$

Osservando una mappa cromatica sulla distribuzione che assume il coefficiente di pressione nel campo di moto attorno al profilo (Figura 2.11), risulta evidente la conseguenza diretta di quanto detto riguardo alle linee di corrente, ossia che nella zona del dorso prossima al bordo di attacco si generi una notevole depressione causata dalle superelevazioni locali.

Inoltre, è possibile apprezzare come il punto di ristagno anteriore sia traslato rispetto al bordo d'attacco lungo il ventre, causa dell'angolo di incidenza considerato pari a 8° (Figura 2.12).

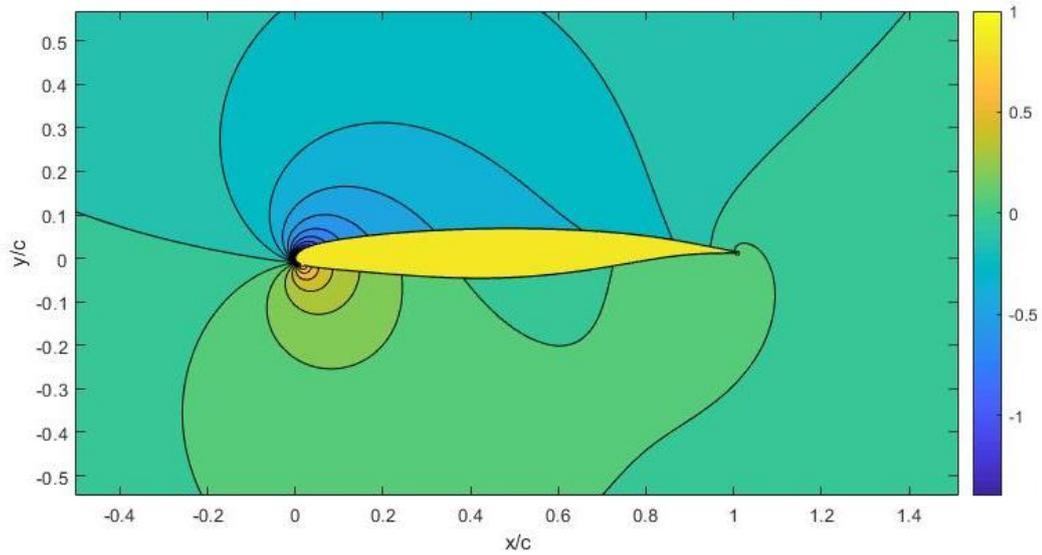


Figura 2.11: coefficiente di pressione, configurazione CLEAN, $\alpha=8^\circ$

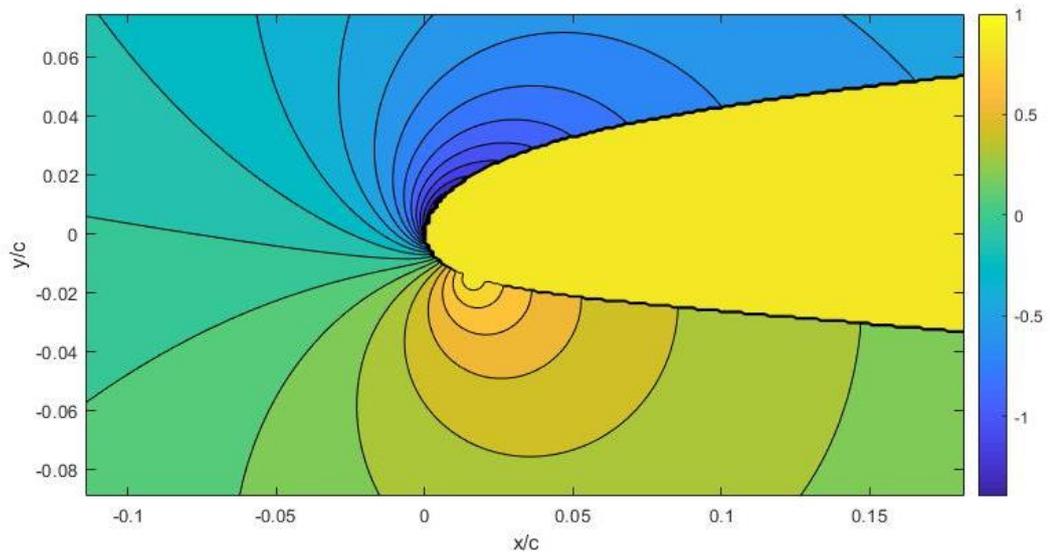


Figura 2.12: coefficiente di pressione al bordo di attacco, configurazione CLEAN, $\alpha=8^\circ$

Si riporta in Figura 2.13 la distribuzione del coefficiente di pressione lungo il contorno del profilo.

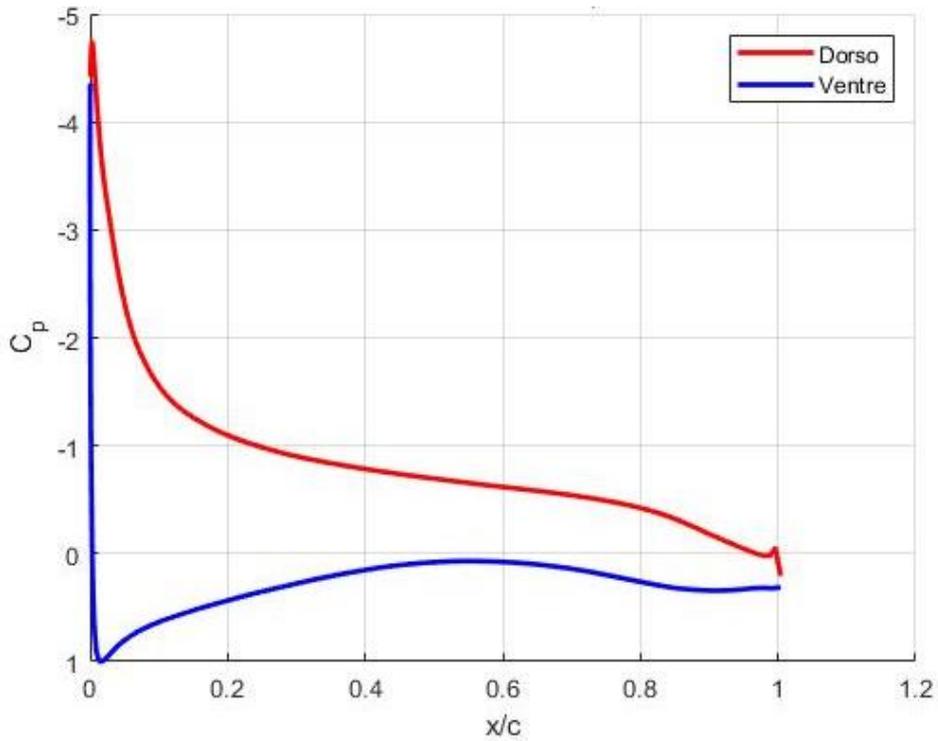


Figura 2.13: andamento coefficiente di pressione, configurazione CLEAN, $\alpha=8^\circ$

2.2.2 CONFIGURAZIONE MAIN – TAKE OFF FLAP

Si considera ora il caso di profili multipli, che permette di calcolare le prestazioni del profilo MAIN con FLAP, in questo caso attuato in posizione di TAKE OFF. Anche in questo caso i risultati riguardo a linee di corrente (Figura 2.14) e coefficiente di pressione (Figura 2.15) sono ricavati per incidenza pari a 8° .

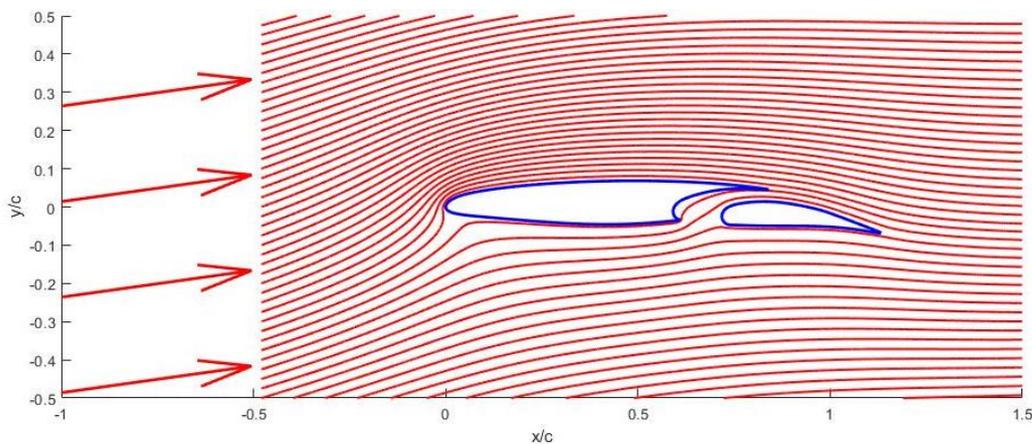


Figura 2.14: linee di corrente, configurazione MAIN – TAKE OFF FLAP, $\alpha=8^\circ$

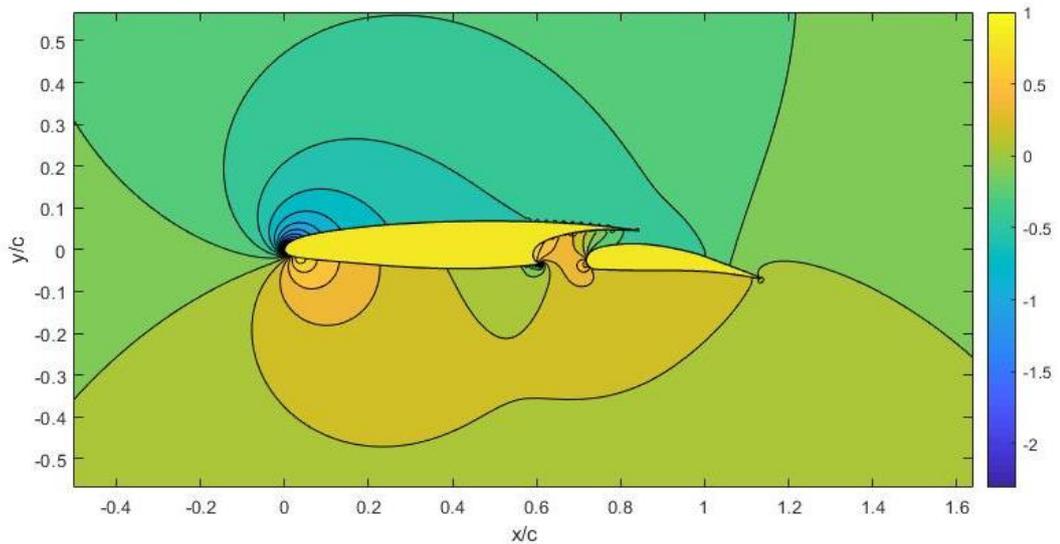


Figura 2.15: coefficiente di pressione, configurazione MAIN – TAKE OFF FLAP, $\alpha=8^\circ$

È interessante comparare rispetto al caso ‘CLEAN’ l’andamento della distribuzione del coefficiente di pressione su dorso e ventre. In Figura 2.16 si riporta l’andamento del coefficiente di pressione su dorso e ventre per il sistema composto da profilo MAIN e profilo FLAP estratto in posizione TAKE OFF, per angolo di incidenza pari a 8° .

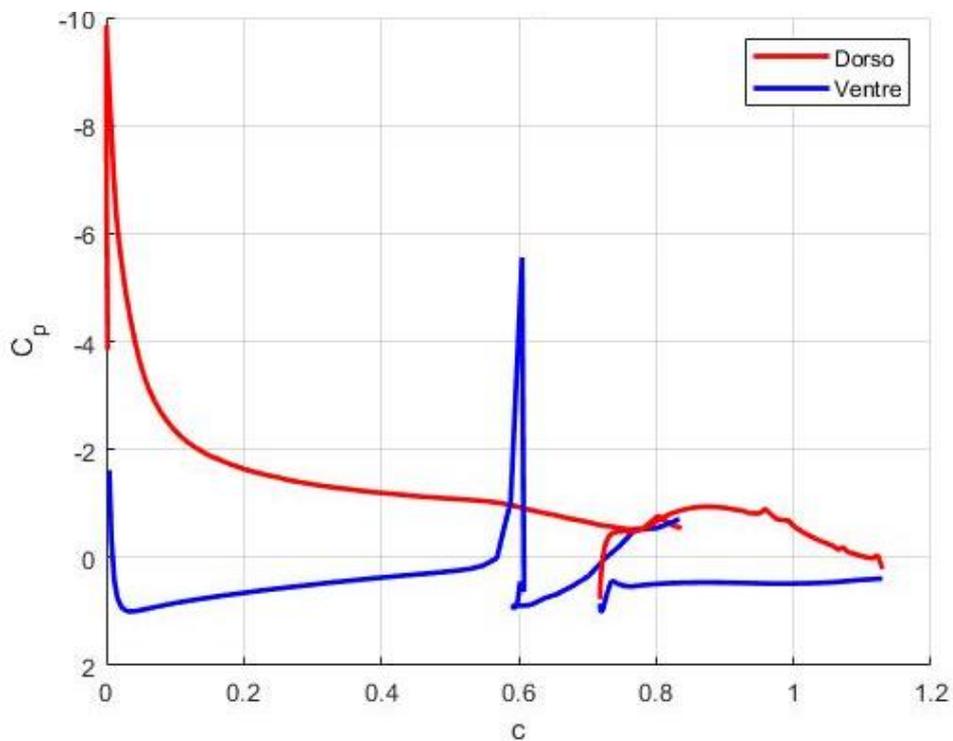


Figura 2.16: andamento coefficiente di pressione, configurazione MAIN – TAKE OFF FLAP, $\alpha=8^\circ$

2.2.3 CONFIGURAZIONE MAIN – LANDING FLAP

Si considera ora il caso in cui il FLAP venga estratto in posizione LANDING, assumendo in maniera coerente ai paragrafi 2.2.1 e 2.2.2 un'incidenza del modello pari ad 8° . In Figura 2.17 si riporta l'andamento delle linee di corrente.

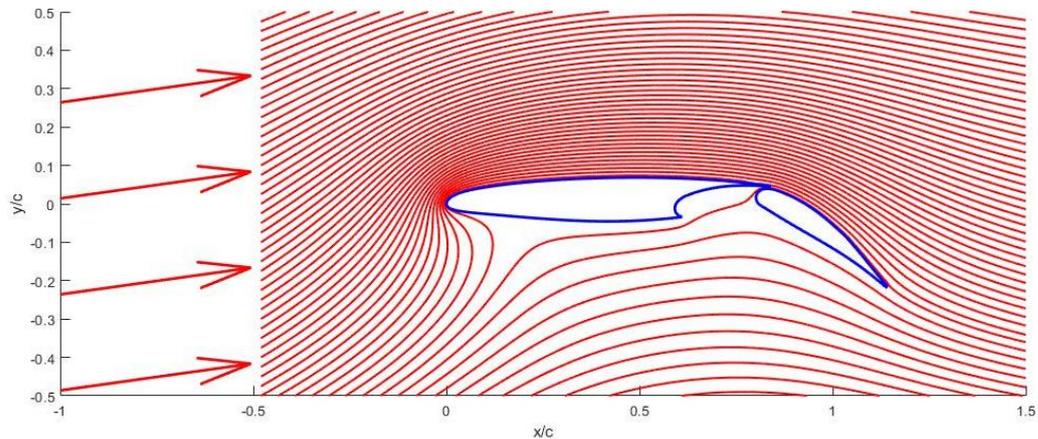


Figura 2.17: linee di corrente, configurazione MAIN – LANDING FLAP, $\alpha=8^\circ$

Rispetto ai casi precedenti, la densità delle linee di corrente al bordo d'attacco del profilo principale risulta maggiore; tale fatto evidenzia un incremento di velocità locali del flusso. Tuttavia, si può notare una notevole riduzione di tale densità nella zona del ventre del profilo, a causa delle basse velocità prodotte dalla circolazione opposta creata dal flap, che in questa configurazione trova il suo massimo.

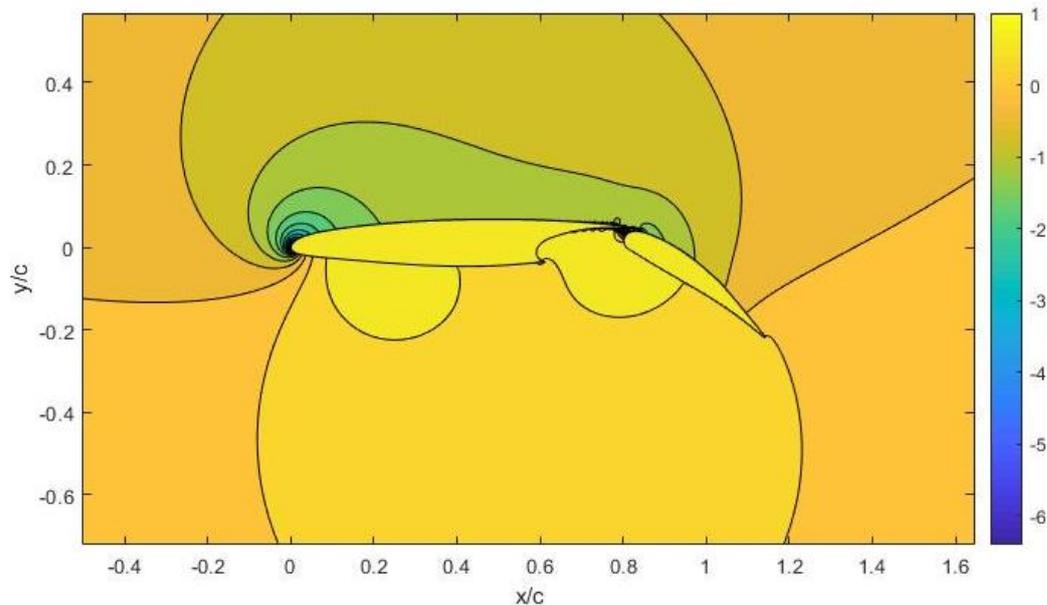


Figura 2.18: coefficiente di pressione, configurazione MAIN – LANDING FLAP, $\alpha=8^\circ$

Dalla Figura 2.18 si nota come al di sotto del ventre del profilo vi siano ampie zone in cui il coefficiente di pressione assume valori prossimi all'unità, indicando la presenza di una vasta regione in cui il fluido risulta molto rallentato.

In Figura 2.19 l'andamento del coefficiente di pressione su dorso e ventre per il sistema MAIN – LANDING FLAP.

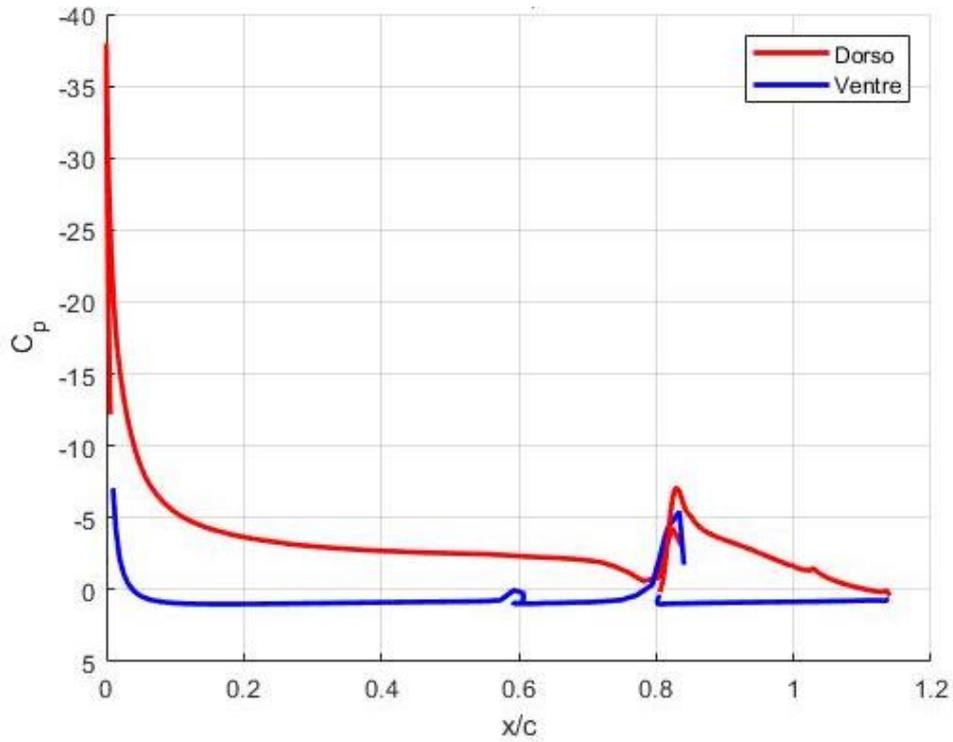


Figura 2.19: andamento coefficiente di pressione, configurazione MAIN – LANDING FLAP, $\alpha=8^\circ$

2.2.4 EFFETTI IPERSOSTENTATORE

Risulta interessante confrontare le prestazioni in termini di coefficienti aerodinamici per le diverse configurazioni del sistema di ipersostentamento. In particolare, in Figura 2.20 si tracciano le curve del coefficiente di portanza in funzione dell'angolo d'incidenza del profilo principale.

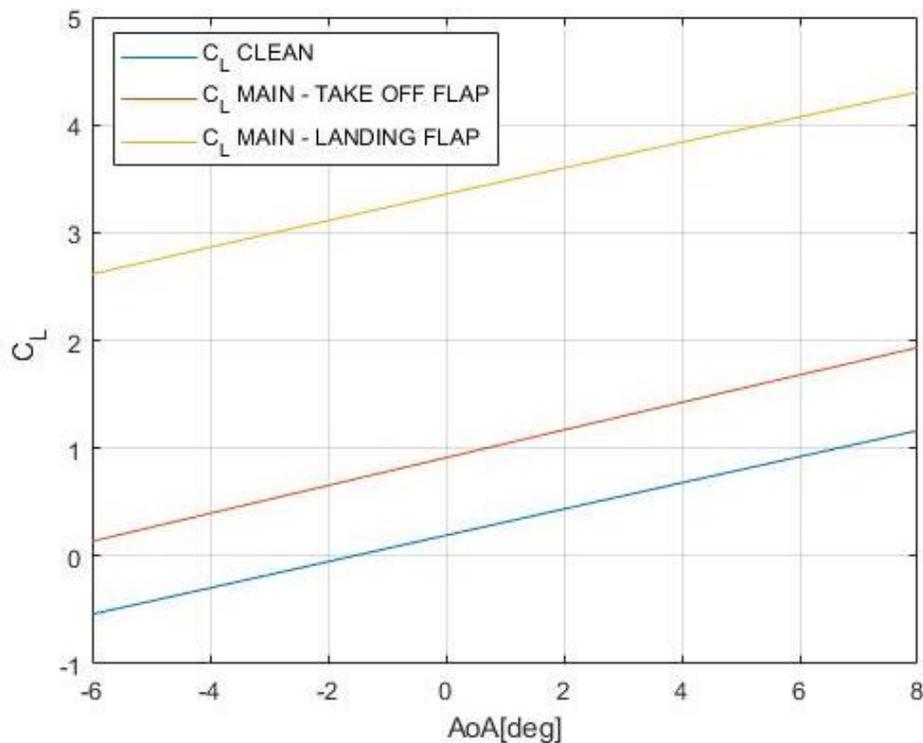


Figura 2.20: confronto curva C_L - α per le diverse posizioni del FLAP

L'effetto dell'ipersostentazione di bordo di uscita induce una traslazione verso l'alto della curva di portanza crescente tanto più cresce l'incidenza del FLAP. Tuttavia, tale fatto ha una conseguenza importante; infatti la traslazione verso l'alto di tale curva implica il raggiungimento del coefficiente di portanza massimo ad un angolo di incidenza minore, anticipando così la condizione di stallo.[7]

Inoltre, è possibile osservare come si modifica l'andamento del coefficiente di pressione nella zona anteriore del profilo una volta che il FLAP viene estratto (Figura 2.21).

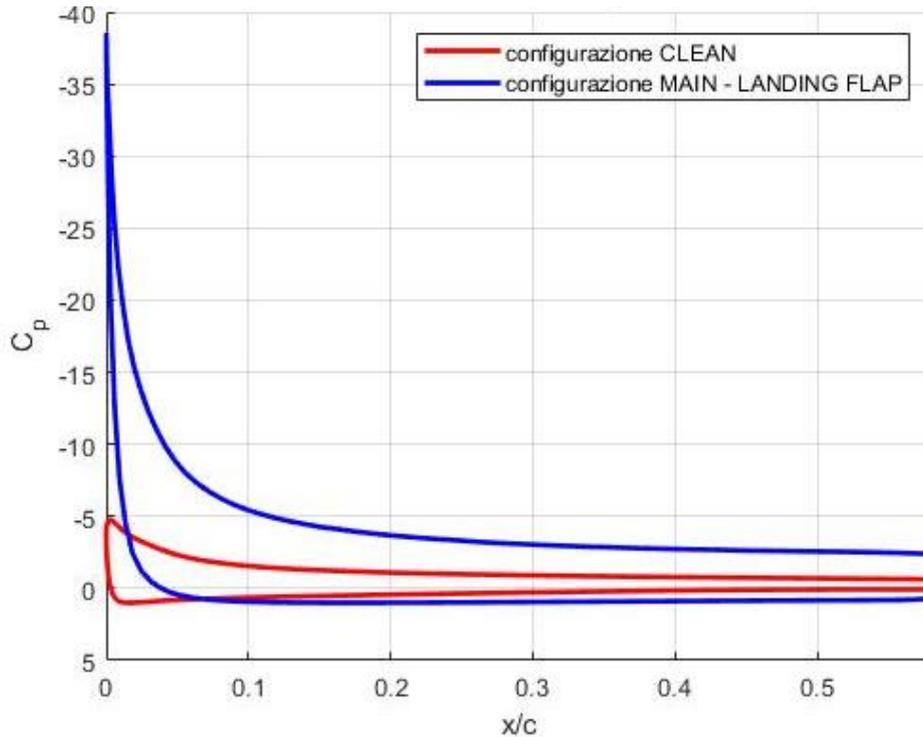


Figura 2.21: variazione distribuzione coefficiente di pressione nella parte anteriore del profilo dovuta all'azionamento del FLAP, $\alpha=8^\circ$

Risulta evidente come il salto di pressione tra dorso e ventre del profilo subisca un notevole incremento, generando così maggiore portanza; tuttavia si evidenzia nella zona di bordo di attacco una forte crescita del picco di depressione con conseguente innalzamento del gradiente di pressione avverso che il fluido subisce dovendo poi decelerare. Tale fatto, seppur nel contesto di un'analisi non viscosa risulti celato, implica un rischio di separazione nella parte anteriore sul dorso del profilo. In relazione a questo fenomeno, è di comune uso l'introduzione di un sistema accoppiato di ipersostentamento di bordo d'attacco, grazie al quale tale picco viene ridotto evitando il rischio di separazione, mantenendo tuttavia un valore di circolazione superiore rispetto al caso non ipersostentato.

L'estrazione del flap inoltre genera un aumento geometrico di corda effettiva ed un aumento della curvatura del profilo, fattori che inducono un conseguente aumento della circolazione.

Si adopera un confronto delle prestazioni in termini di coefficienti parziali di portanza e momento relativi al solo profilo MAIN valutato ad incidenza fissata pari

a 8° al variare della configurazione del FLAP. Come convenzione si adotta positivo il momento cabrante (Tabella 2.1).

	TAKE-OFF FLAP	LANDING FLAP
$C_{L,MAIN}$	1,599	3,513
$C_{M,LE,MAIN}$	-0,427	-0,993

Tabella 2.1: coefficienti aerodinamici del solo profilo MAIN al variare della configurazione del FLAP

Si evince il notevole contributo fornito dall'induzione del FLAP sul profilo MAIN, in particolare, maggiore è la circolazione (intesa positiva per profilo portante) sul profilo posteriore e maggiore sarà l'incremento di lift sul profilo anteriore. Inoltre, al lift del profilo MAIN si aggiunge quello del FLAP, che nella configurazione di atterraggio assume valore massimo. Si noti come la presenza del sistema di ipersostentamento produca sul momento un effetto picchiante.

Si afferma quindi che la condizione di maggior carico che ci si aspetta durante la prova si verifica quando il sistema di ipersostentazione assume la configurazione LANDING.

2.2.5 CONDIZIONE DI MASSIMO CARICO

In seguito a quanto visto nell'analisi svolta in precedenza, la condizione di massimo carico risulta essere la condizione in cui il modello assume un'incidenza pari ad 8° espressa come rotazione attorno al proprio asse di cerniera, e FLAP in configurazione LANDING. Perciò il modello presenta nella zona non ipersostentata il profilo alare CLEAN ad incidenza 8° e nella zona centrale ipersostentata il profilo MAIN ad incidenza 8° con relativo FLAP esteso nella condizione di atterraggio. Si riportano in Tabella 2.2 i valori dei coefficienti aerodinamici per le suddette casistiche, utili nel capitolo successivo.

	incidenza ala = 8°		
	CLEAN	MAIN	LANDING FLAP
C_L	1,163	3,513	0,953
$C_{M,LE}$	-0,379	-0,993	-0,98

Tabella 2.2: coefficienti aerodinamici in condizione di massimo carico

Capitolo III

3 ANALISI E PROGETTAZIONE STRUTTURALE DEL MODELLO

In questo capitolo viene affrontata la questione legata al progetto di alcuni elementi relativi alla struttura del modello e ad aspetti connessi all'installazione di questo all'interno della camera di prova. Dalla conoscenza dei coefficienti aerodinamici ricavati nel capitolo precedente, è possibile stimare i carichi agenti sulla struttura ed in base alla loro distribuzione ed intensità dimensionare nella maniera ottimale diversi elementi. In particolare, in questa sezione si assume una condizione operativa tale da produrre i massimi carichi aerodinamici; essa è assunta come un condizione che prevede angolo di incidenza teorico dell'ala pari a 8° con ipersostentatori completamente estesi nella configurazione di atterraggio, velocità del flusso in galleria pari a 50 m/s ed una densità dell'aria standard pari a $1,225 \text{ Kg/m}^3$.

Dal momento che i coefficienti aerodinamici considerati per il calcolo di forze e momenti derivano da un'analisi a potenziale e sapendo da conoscenze sperimentali che a tale incidenza il profilo presenterebbe già chiare sintomatiche di stallo, è lecito supporre che il buon esito di verifiche sotto tali condizioni racchiuda un ottimo margine di sicurezza.

Nel corso di queste analisi si fa utilizzo di tre differenti approcci risolutivi.

Il primo consiste nell'utilizzo dell'analisi cinematica, metodo che presuppone una forte semplificazione del modello assumendolo come una struttura composta da

aste e da vincoli puntuali, assumendo gli elementi come corpi rigidi. Tale modello è utile per il calcolo delle forze trasmesse dalle centine sui longheroni.

Il secondo metodo sfrutta la teoria della trave la quale rappresenta una semplificazione della teoria di De Saint Venant riguardo al comportamento meccanico della trave in campo lineare elastico. L'ipotesi forte sulla quale si basano i risultati è quella di assumere la conservazione della sezione come sezione piana, ossia escludendo la possibilità che questa presenti ingobbamenti fuori dal proprio piano. In conseguenza di ciò, una volta noto l'angolo di rotazione della sezione e gli spostamenti della linea media è possibile risalire agli spostamenti di ciascun punto della trave.

L'ultima metodologia risolutiva del problema strutturale consiste nell'utilizzo del metodo degli elementi finiti. Questa tecnica numerica permette di ricavare lo stato di sforzo e di deformazione in strutture per le quali non siamo in grado di formulare una soluzione analitica. L'idea che sta alla base del metodo è quella di discretizzare il continuo attraverso l'utilizzo di un set di elementi aventi dimensioni finite e tra loro legati in punti noti detti nodi. In questo elaborato ci si avvale del solutore FEA (Finite Element Analysis) racchiuso nel software di modellazione 3D Autodesk Inventor.

3.1 CARICHI

Il modello oggetto dell'analisi è costituito da uno spezzone d'ala simmetrico in apertura. Lungo la semi-apertura è possibile individuare due zone differenti, una zona vicina alla parete di galleria ed una zona centrale la quale presenta ipersostentazione. Dal punto di vista strutturale, il modello presenta uno scheletro interno formato da centine giacenti nel piano trasversale dell'ala, e da due longheroni che corrono lungo l'apertura. Tale struttura è poi ricoperta da una pannellatura attraverso la quale i carichi aerodinamici esterni si trasferiscono sulle centine, le quali a loro volta scaricano sui longheroni forze e momenti concentrati. La scelta costruttiva ipotizzata prevede l'inserimento di 12 centine ripartite lungo l'apertura secondo lo schema riportato in Figura 3.1.

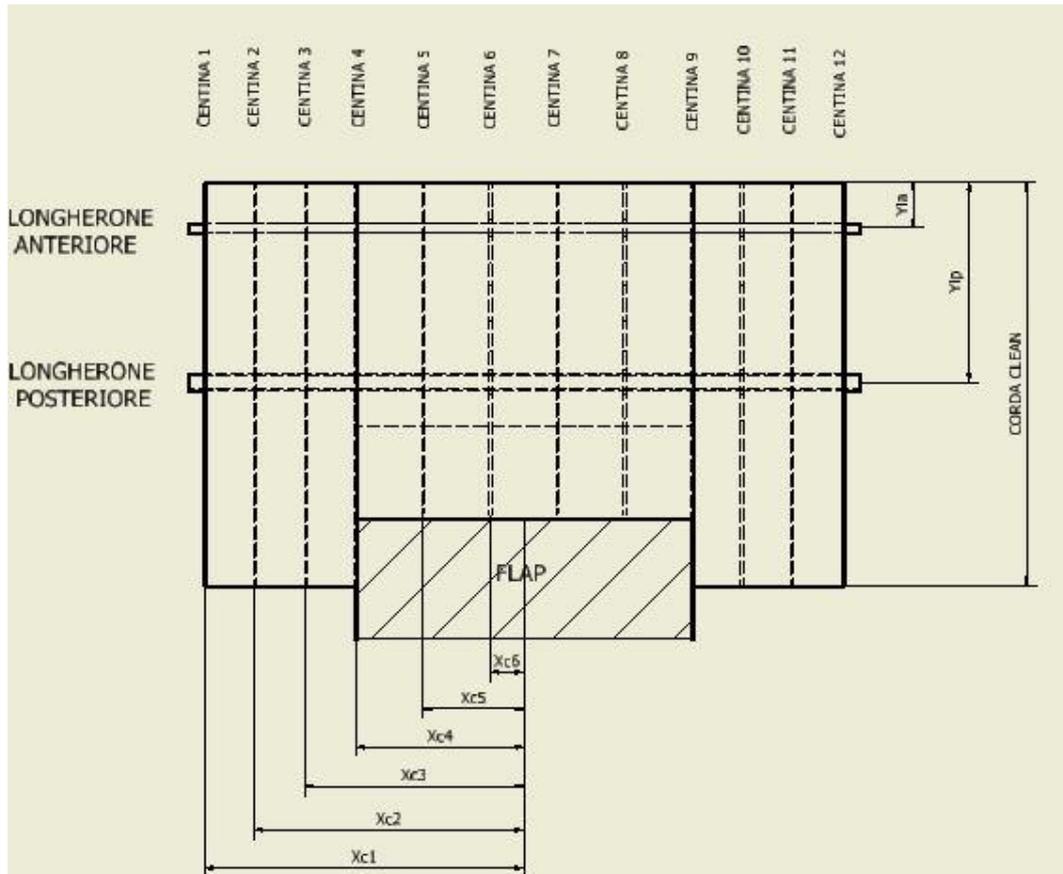


Figura 3.1: parametri geometrici modello in pianta

Nel dettaglio in Figura 3.1 si riportano inoltre i parametri principali della struttura come corda del profilo principale non ipersostentato, collocazione dei due longheroni, aperture delle diverse sezioni e numero delle centine. In Tabella 3.1 si riportano i valori numerici corrispondenti.

	corda clean	Yla	Ylp	$Xc1$	$Xc2$	$Xc3$	$Xc4$	$Xc5$	$Xc6$
[m]	2,418	0,275	1,2	1,86	1,6	1,3	1	0,6	0,2

Tabella 3.1: valori numerici parametri geometrici

Il valore associato alla posizione della centine numero 1 e 12 è frutto del design relativo all'attacco del longherone posteriore, trattato successivamente al paragrafo 3.2.2.1. Il layout iniziale prevedeva una distribuzione in corda uniforme delle centine anche per la zona 'CLEAN' equi spaziate tra loro, individuando così la quota $Xc1 = 1,9$ m. In seguito al progetto dell'attacco per motivi di ingombro si è deciso di ridurre l'apertura alare con spostamento conseguente della prima centina.

3.1.1 SISTEMA CARICHI AGENTI SULLE CENTINE

Per il calcolo delle forze aerodinamiche concentrate centina per centina si ipotizza che ogni pannello in apertura compreso tra due diaframmi scarichi il carico metà sul primo e metà sul secondo. Da notare come il carico associato al flap venga scaricato completamente in maniera equivalente sulle centine di forza 4 e 9.

Nel caso specifico la distribuzione del carico alare sui diversi diaframmi per la semi-apertura è rappresentata in Figura 3.2.

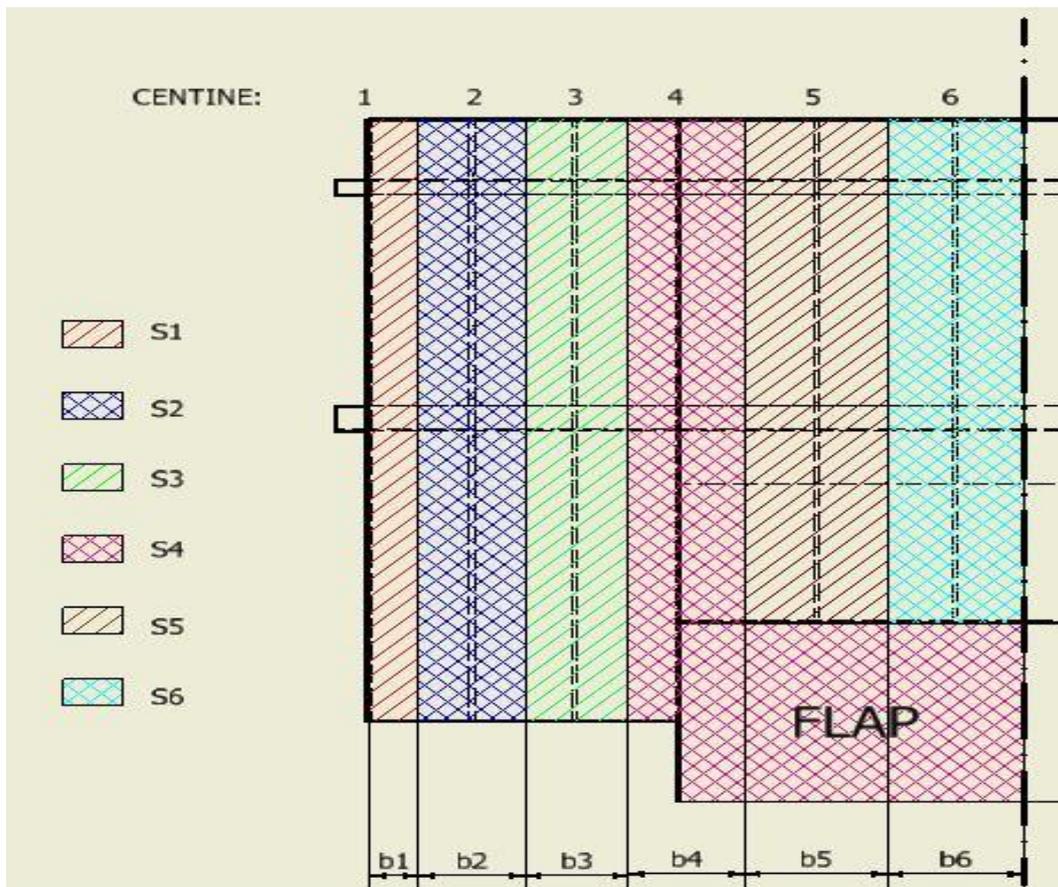


Figura 3.2: superfici di carico relative a ciascuna centina (semi-apertura)

Noti i coefficienti aerodinamici, le condizioni di galleria e le misure b_1 , b_2 , b_3 , b_4 , b_5 e b_6 , è possibile convertire le forze aerodinamiche espresse per unità di apertura in forze concentrate applicate sulle centine. In particolare, avendo espresso i coefficienti aerodinamici rispetto al bordo di attacco dell'ala, il sistema di forze

trova il proprio fulcro proprio in quel punto come si riporta in Figura 3.3.

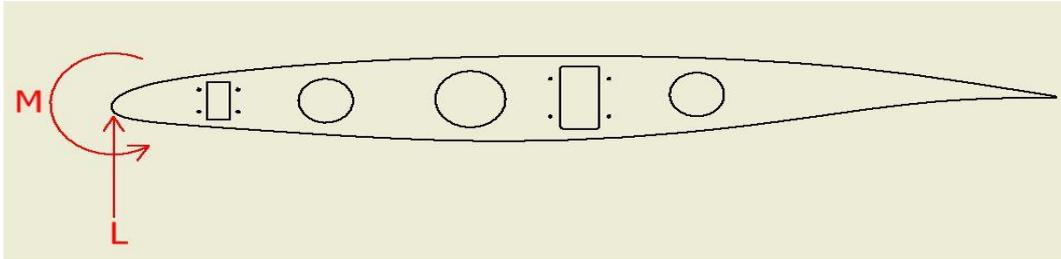


Figura 3.3: collocazione carichi aerodinamici

Sfruttando la simmetria geometrica e ipotizzando lecitamente simmetriche le condizioni del flusso in galleria, è gioco forza estendere i risultati trovati alla corrispondente semi-ala.

Si riportano i dati relativi a forze e momenti agenti sul bordo di attacco di ciascuna centina in Tabella 3.2, secondo la convenzione mostrata in Figura 3.3.

CENTINA N°:	1	2	3	4	5	6
LIFT [kN]	0,5598	1,2057	1,2918	6,7759	5,2028	5,2028
MOMENTO [kNm]	0,441	0,95	1,018	11,061	3,556	3,556

Tabella 3.2: carichi aerodinamici agenti sulle diverse centine

3.1.2 SISTEMA CARICHI AGENTI SUI LONGHERONI

Al fine di ricavare i carichi effettivi agenti sui due longheroni, e di come tali carichi si ripartiscano su di essi, si fa uso dell'approccio cinematico descritto in precedenza. Attraverso tale metodologia si assume una semplificazione del sistema riconducendolo ad una struttura rigida composta da aste e vincoli puntuali. Note così forze e momenti localizzati in prossimità del bordo di attacco delle centine, diviene possibile attraverso l'imposizione delle equazioni cardinali della statica il calcolo di forze e momenti agenti puntualmente sui due longheroni. Dal momento che le centine sono elementi strutturali definiti come infinitamente rigidi nel piano, è lecito supporre tale semplificazione come del tutto legittima. Rappresentiamo in Figura 3.4 la struttura della centina del modello originale e in Figura 3.5 lo schema cinematico utilizzato per il calcolo delle forze trasmesse ai longheroni.

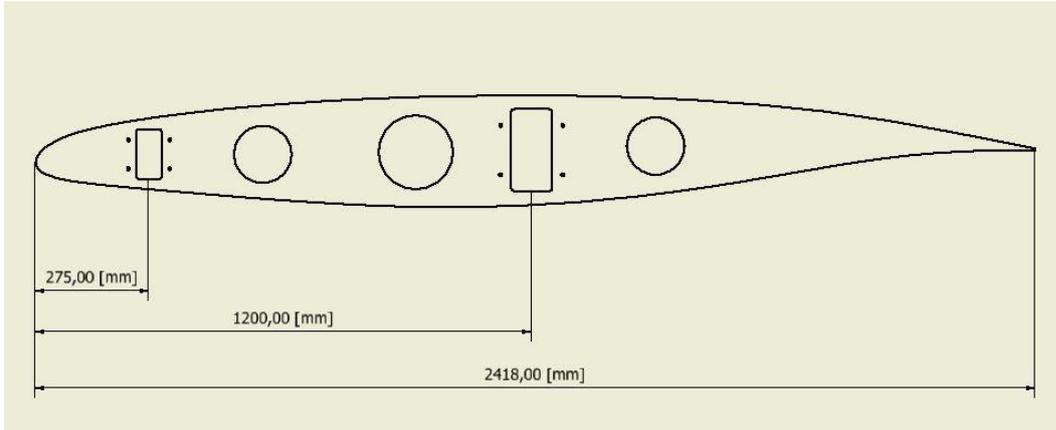


Figura 3.4: centina modello originale (profilo clean)

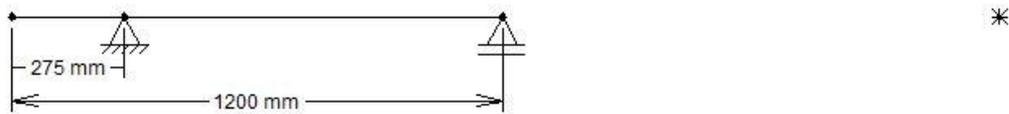


Figura 3.5: modello cinematico centina

Una volta noti momento aerodinamico e forza di portanza agenti su ciascuna centina, si ricavano per ciascuna delle dodici sezioni le reazioni vincolari che costituiranno, cambiati di segno, i carichi da applicare al sistema dei due longheroni. Si riporta la convenzione adottata per le forze di reazione calcolate attraverso le equazioni di equilibrio.

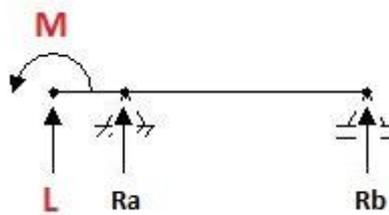


Figura 3.6: convenzione reazioni vincolari

Si riportano in Tabella 3.3 i valori numerici per Ra e Rb tali da bilanciare i carichi aerodinamici.

CENTINA N°:	1	2	3	4	5	6
Ra [kN]	-0,2493	-0,5371	-0,5754	3,1672	-2,9053	-2,9053
Rb [kN]	-0,310	-0,669	-0,716	-9,943	-2,298	-2,298

Tabella 3.3: reazioni vincolari ottenute per le diverse centine con carichi aerodinamici

Un ulteriore carico è dato dal peso della struttura stessa. Volendo considerare tale effetto è necessario ricordare che si tratta esplicitamente di una stima di primo progetto, dal momento che il peso esatto è noto solo una volta dimensionato il modello nella sua interezza e quindi noti gli esatti volumi delle parti. Chiaramente in questa fase tali dati vogliono costituire il punto di arrivo e non il punto di partenza dal momento che risultano incogniti. I valori qui utilizzati per la posizione del centro di massa e per i volumi sono pure stime derivanti dal modello CAD di primo progetto contenente diverse grandezze da definirsi poi in maniera più dettagliata. Per dare una stima del peso del modello consideriamo che esso sia composto da acciaio per i longheroni con una densità pari a $7,8 \text{ g/cm}^3$ mentre di alluminio per pannelli e centine con densità di $2,7 \text{ g/cm}^3$. Il volume totale del modello decurtato dei due longheroni risulta essere di circa $71,28 \text{ dm}^3$ (flap escluso). Con questi dati si ottiene un peso che si attesta attorno ai 193 Kg . Per quanto riguarda la distribuzione sulle diverse centine si ipotizza di considerare lecitamente tale carico applicato in maniera distribuita uniformemente lungo l'apertura ed in maniera concentrata lungo la corda, in particolare nel centro di massa della struttura. Il peso dei longheroni viene invece considerato nella fase successiva applicato direttamente come carico distribuito in apertura su di essi.

Il sistema di carichi rappresentato in Figura 3.6, diviene così il nuovo sistema di Figura 3.7.

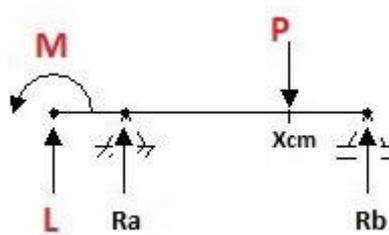


Figura 3.7: sistema di carichi su centina completo

In maniera analoga a quanto detto riguardo alla competenza di ciascuna centina rispetto ai carichi distribuiti in apertura, si ottengono le componenti di forza peso agenti su ciascuna centina riportate nella Tabella 3.4.

CENTINA N°:	1	2	3	4	5	6
P [kN]	0,06487	0,1497	0,1497	0,1746	0,1996	0,1996

Tabella 3.4: carichi agenti dovuti al peso (escluso peso longheroni) sulle diverse centine

Considerando la posizione del centro di massa ad una distanza X_{cm} pari a 1043 mm rispetto al bordo di attacco dell'ala, si riportano in Tabella 3.5 i valori delle reazioni vincolari R_a e R_b per la semi-apertura, che costituiscono il carico agente, opposto in segno, rispettivamente sul longherone anteriore e su quello posteriore considerando oltre al contributo dei carichi aerodinamici anche quello del peso del modello. Si notino gli effetti prodotti dal peso stesso della struttura confrontando la Tabella 3.5 con la Tabella 3.3.

In particolare, si evidenzia una discreta riduzione delle componenti scaricate sul longherone posteriore.

CENTINA N°:	1	2	3	4	5	6
R_a [kN]	-0,238	-0,513	-0,55	3,1969	-2,8714	-2,8714
R_b [kN]	-0,257	-0,553	-0,592	-9,798	-2,132	-2,132

Tabella 3.5: reazioni vincolari ottenute per le diverse centine con carichi aerodinamici e peso modello

Considerando ora il peso dei longheroni si ottengono i carichi distribuiti in apertura riportati in Tabella 3.6 agenti su di essi che sommati ai precedenti carichi concentrati R_a e R_b formano il sistema complessivo di forze.

	VOLUME [dm ³]	MASSA [Kg]	CARICO DISTRIBUITO DOVUTO AL PESO [N/cm]
LONGHERONE ANTERIORE	5,42	57,4	0,1435
LONGHERONE POSTERIORE	11,3	88,14	0,22

Tabella 3.6: carichi distribuiti sui longheroni dovuti al peso degli stessi

3.2 LONGHERONI

Parte fondamentale del lavoro di progettazione del modello riguarda lo studio del sistema di ancoraggio rispetto alla camera di prova. Esso infatti costituisce un punto cruciale dal quale dipendono i risultati delle prove in galleria e la flessibilità con la quale diviene possibile modificare nella maniera più efficiente le condizioni al contorno per la prova stessa, come ad esempio la modifica di angolo di incidenza. Inoltre, il layout del montaggio è strettamente connesso al sistema di azioni interne, e perciò a sforzi e a deformazioni, presente sul sistema longheroni.

Tale analisi tiene conto delle geometrie della camera di prova e di eventuali elementi già presenti all'interno o al di fuori di essa che potrebbero facilitarne o limitarne il progetto degli ancoraggi. Nel caso specifico si vuole sfruttare un foro passante esistente sulle pareti laterali della camera, utilizzandolo per il sistema di fissaggio del longherone posteriore. Il sistema complessivo deve garantire la possibilità di ruotare il profilo con lo scopo di variarne l'incidenza, perciò un sistema composto da semplici fissaggi è da escludersi. Dal punto di vista cinematico quello che si vuole ottenere è un sistema semplificato assimilabile a quello riportato in Figura 3.8.

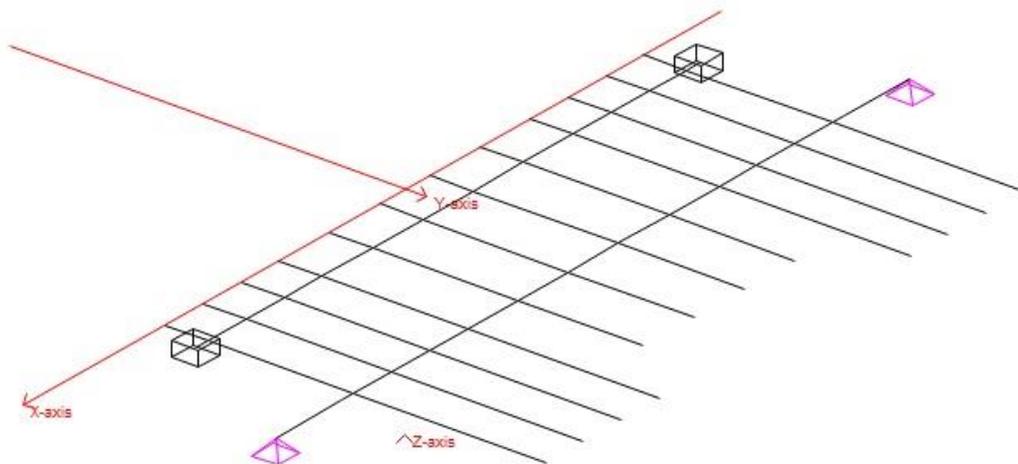


Figura 3.8: sistema generico semplificato ancoraggio modello

La scelta è quella di vincolare il longherone anteriore alle parte interne di galleria attraverso due incastri ottenendo così un sistema iperstatico, mentre per quanto riguarda il longherone posteriore si vuole riprodurre un vincolo del tipo carrello-cerniera, ottenendo in questo caso un sistema isostatico. In tale maniera, l'asse del longherone posteriore che definiamo anche come longherone principale, diviene l'asse di rotazione rispetto al quale viene valutato l'angolo di incidenza del profilo alare.

Il lavoro progettuale in questa fase è quello di pensare al sistema di montaggio del longherone ed in funzione di questo studiarne le azioni interne e quindi sforzi e deformazioni indotte dai carichi delle centine. Successivamente si procede ad una doppia verifica, ossia la verifica del longherone stesso e la verifica del sistema di ancoraggio progettato inizialmente.

3.2.1 LONGHERONE ANTERIORE

L'ancoraggio del longherone anteriore dal punto di vista concettuale non mostra criticità. Tale elemento trova ancoraggio sulle pareti interne della camera di prova attraverso l'utilizzo di un sistema di piastre ad L alloggiate sul longherone e bulloni che permettono di fissare queste su una piastra forata montata a parete. Inoltre, i valori di carico scaricati sul longherone anteriore risultano notevolmente minori rispetto a quelli registrati sul longherone posteriore, la cui analisi è più delicata.

3.2.1.1 AZIONI INTERNE E SFORZI

Il longherone anteriore rappresenta una struttura iperstatica, di conseguenza non risultano sufficienti le equazioni della statica per ricavare i valori delle reazioni vincolari scaricate a terra ma è necessario imporre delle equazioni di congruenza in numero pari ai gradi di iperstaticità.

Si riporta in Figura 3.9 il sistema complessivo dei carichi sul longherone anteriore i cui valori numerici sono indicati in Tabella 3.5 ed in Tabella 3.6.

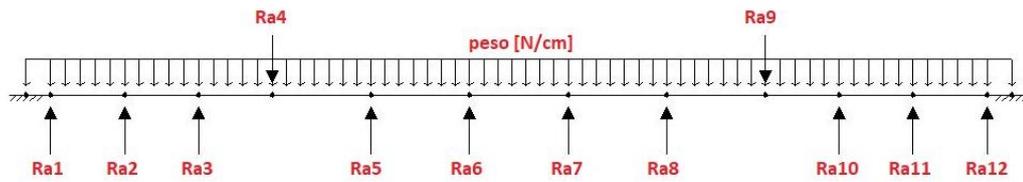


Figura 3.9: carichi complessivi longherone anteriore

In Figura 3.10 è rappresentato il concio di trave e sono indicate le convenzioni per il calcolo delle azioni interne.

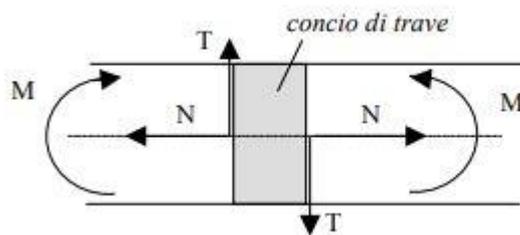


Figura 3.10: concio di trave per convenzione azioni interne

Le caratteristiche di sollecitazione possono cambiare di sezione in sezione lungo l'asse della trave ed è possibile associare ad ogni sezione un valore per ognuna delle

caratteristiche di sollecitazione. Tali valori possono quindi essere rappresentati graficamente utilizzando come asse delle ascisse l'asse della trave stessa, ottenendo i cosiddetti diagrammi delle caratteristiche che permettono di individuare le sezioni più sollecitate della trave. Nella rappresentazione del diagramma dei momenti flettenti si è soliti seguire una convenzione in base alla quale il grafico viene riportato dalla parte della trave caratterizzata dalle fibre tese, (cioè dalla parte dell'estradosso della curva che l'asse della trave tende a descrivere per effetto del momento flettente). Facendo riferimento al concio di trave, le fibre tese sono in basso se il momento è positivo, in alto se negativo.

L'andamento delle corrispondenti azioni interne di taglio e momento flettente è rappresentato in Figura 3.11 ed in Figura 3.12.

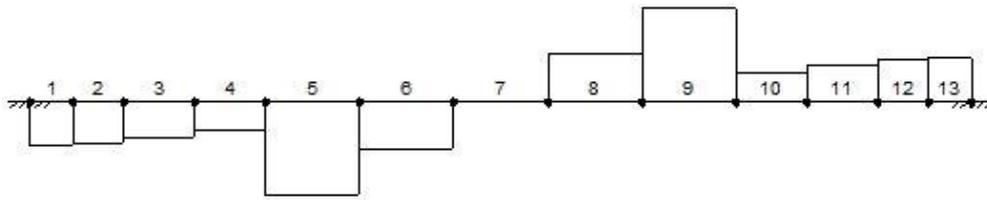


Figura 3.11: azione di taglio longherone anteriore

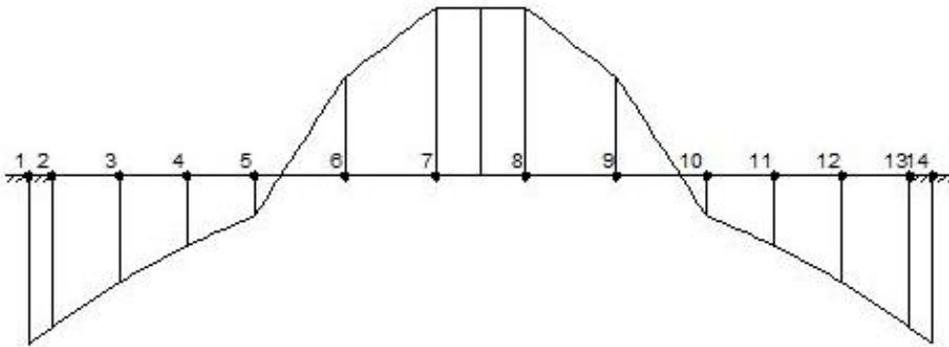


Figura 3.12: momento flettente longherone anteriore

In Tabella 3.7 ed in Tabella 3.8 i valori numerici delle azioni interne.

TRATTO	1	2	3	4	5	6	7
$T_{\text{anteriore}}$ [kN]	-3,82	-3,583	-3,075	-2,529	-5,73	-2,863	0

Tabella 3.7: forza di taglio longherone anteriore

NODO	1	2	3	4	5	6	7
$M_{\text{anteriore}}$ [kNm]	3,573	3,039	2,107	1,184	0,425	-1,867	-3,013

Tabella 3.8: momento flettente longherone anteriore

Per il calcolo degli sforzi assiali indotti dall'azione della flessione si ricorre alla formula di Navier:

$$\sigma_x = \frac{M_f y}{j}$$

Tale relazione mostra come gli sforzi dipendano dal momento flettente applicato, dalla distanza dall'asse neutro y e dal momento di inerzia j della sezione e si distribuiscano linearmente lungo la coordinata y . Il segno degli sforzi è fissato da quello del momento flettente. Se il momento è positivo (fibre tese sotto) gli sforzi di trazione saranno dalla parte delle y positive. Se il momento è negativo, gli sforzi di trazione saranno dalla parte delle y negative.

Il longherone anteriore è costituito da una struttura tubolare chiusa per impieghi strutturali EN 10210. Esso è un profilato formato a caldo, specifica che garantisce maggiori possibilità di deformazione. La sezione è rettangolare cava caratterizzata dai parametri geometrici mostrati in Figura 3.13 i cui valori numerici sono riportati in Tabella 3.9.

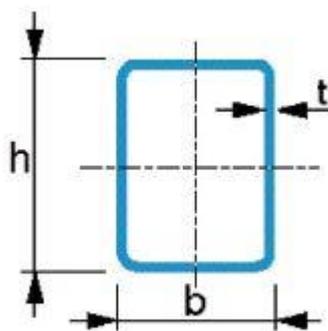


Figura 3.13: sezione del profilo cavo a forma rettangolare

Si ottengono gli sforzi massimi assiali riportati in Tabella 3.9, dove il modulo di resistenza elastico W_{el-y} è dato dal rapporto j/y .

	LATI [mm]		SPESSORE [mm]	MASSA [Kg/m]	MODULO DI RESISTENZA ELASTICO [cm ³]		$\sigma_{x,max}$ [MPa]
	h	b	t		W_{el-y}	W_{el-z}	
LONGHERONE ANTERIORE	120	60	4	10,7	41,4	27,7	86,3

Tabella 3.9: parametri geometrici e sforzo massimo longherone ANTERIORE

Il valore dello sforzo massimo associato alla flessione fornisce un fattore di sicurezza ampiamente superiore a 2, nel caso di analisi a resistenza a snervamento.

3.2.2 LONGHERONE POSTERIORE

3.2.2.1 SISTEMA DI ANCORAGGIO

Il design del sistema di attacco del longherone principale non risulta altrettanto semplice ed intuitivo quanto quello del longherone anteriore trattato in precedenza. Tale ancoraggio prevede l'utilizzo di un sistema di messa a terra attraverso due cuscinetti, ottenendo così un sistema isostatico. In conseguenza di ciò gli attacchi in questione oggetto di questa analisi devono bilanciare una forza di reazione vincolare di puro taglio, dal momento che la consentita rotazione dei vincoli annulla l'azione di momento flettente all'estremità del longherone, tuttavia producendo valori maggiori di flessione a centro trave. Per questo motivo si procede successivamente ad uno studio della linea elastica complessiva risultante per verificare la resistenza del longherone stesso e prevedere i massimi spostamenti verticali del modello. Come detto in precedenza, l'ancoraggio vuole sfruttare il foro presente sulla parete laterale della camera di prova comunicante con l'esterno. In una prima fase è stata valutata l'ipotesi di posizionare i cuscinetti al di fuori della camera, sfruttando l'introduzione di un tondino pieno passante all'interno del foro connesso al longherone attraverso un doppio sistema di fissaggio bullonatura/saldatura. Tuttavia, tale soluzione ha mostrato alcune criticità. Spostare i cuscinetti al di fuori della galleria significa aumentare la lunghezza complessiva del sistema trave-ondino, fatto che si traduce in un incremento di momento flettente e quindi sforzi. Inoltre, il fissaggio tra tondino e longherone prevedendo l'utilizzo di una saldatura comporta inevitabilmente una zona critica della struttura ed un possibile aumento dei costi.

La soluzione finale progettata prevede lo spostamento dei cuscinetti all'interno della camera, elemento positivo in quanto il momento flettente massimo viene ridotto e di conseguenza gli sforzi assiali annessi.

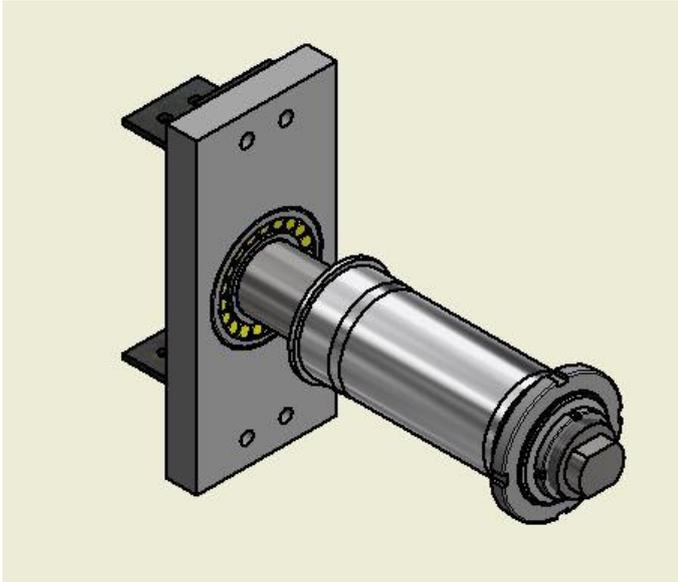


Figura 3.14: sistema ancoraggio longherone posteriore

In Figura 3.14 è possibile vedere il design studiato per la giunzione.

Si riconoscono le piastre bullonate in acciaio che connettono il longherone con la piastra forata. Tale piastra è sede del cuscinetto a rulli orientabili, nel quale viene calettato un perno di diametro 60 mm. La scelta di utilizzare un cuscinetto

con la caratteristica di essere orientabile risiede nella divergenza delle pareti laterali di galleria, elemento non trascurabile in fase montaggio del modello. Al fine di mantenere in posizione il perno all'interno del foro nella parete di galleria, si utilizza un sistema composto da una boccola inserita nel foro. Essa presenta nella parte esterna che affaccia al di fuori della camera una filettatura tramite la quale è possibile bloccarla all'interno del foro nelle pareti di galleria. Inoltre, essa ha al suo interno una bronzina SKF in acciaio teflonato che permette lo scorrimento dell'albero, in direzione parallela al proprio asse, garantendo miglior flessibilità per la fase del montaggio. Con questo sistema è possibile inserire l'albero dall'esterno della galleria sfruttando il grado di libertà garantito dalla bronzina. Una volta fissate quindi le piastre bullonate sul longherone e bloccato il sistema della boccola, è possibile posizionare correttamente l'albero facendolo scorrere all'interno del cuscinetto regolando opportunamente il serraggio del dado in testa ad esso.

In Figura 3.15 si riporta un esploso della giunzione al fine di individuarne i diversi componenti.

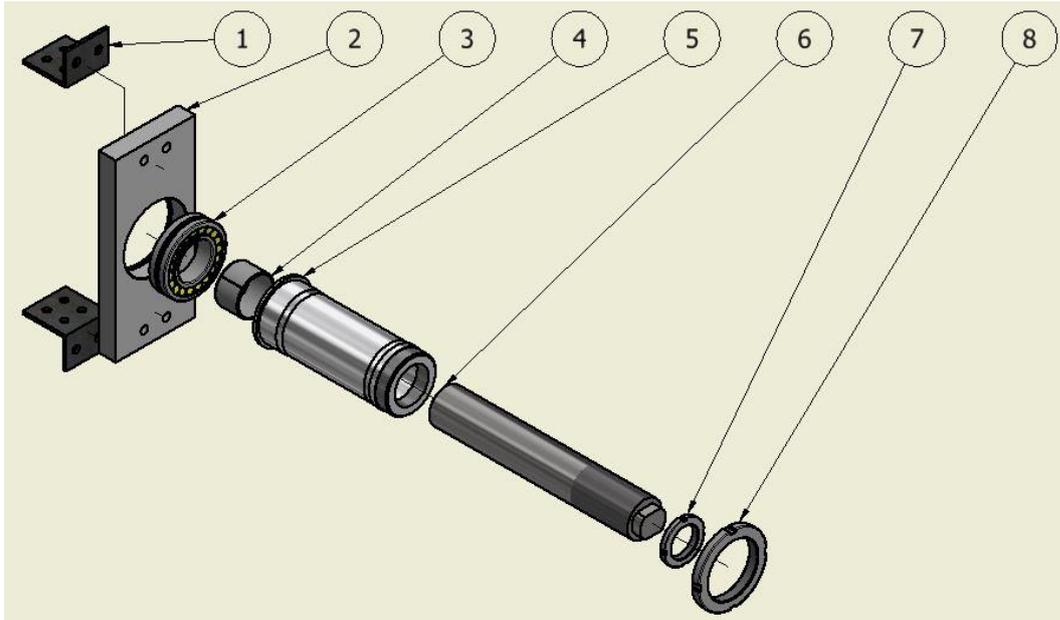


Figura 3.15: esploso ancoraggio longherone posteriore

ELENCO DELLE PARTI

1. Piastra forata giunto bullonato, materiale acciaio
2. Piastra forata sede del cuscinetto, materiale alluminio
3. Cuscinetto a sfere orientabile
4. Bronzina in teflon
5. Barilotto alloggiato all'interno del foro passante nella parete della camera di prova, materiale alluminio
6. Perno filettato, materiale acciaio
7. Anello di fissaggio, materiale alluminio
8. Anello di fissaggio, materiale alluminio

3.2.2.2 AZIONI INTERNE E SFORZI

Il longherone principale rappresenta una struttura isostatica rispetto ai vincoli rappresentati dai cuscinetti schematizzabili come un vincolo carrello/cerniera; di conseguenza risultano sufficienti le equazioni della statica per ricavare i valori delle reazioni vincolari scaricate a terra.

Procedendo nella medesima maniera a quanto fatto per il longherone anteriore al paragrafo 3.2.1.1, si riportano in Figura 3.16, Figura 3.17, Tabella 3.10 e Tabella

3.11 i risultati relativi alle azioni interne per il longherone principale. Si ricorda che i valori numerici del sistema complessivo dei carichi sul longherone posteriore sono indicati in Tabella 3.5 ed in Tabella 3.6.

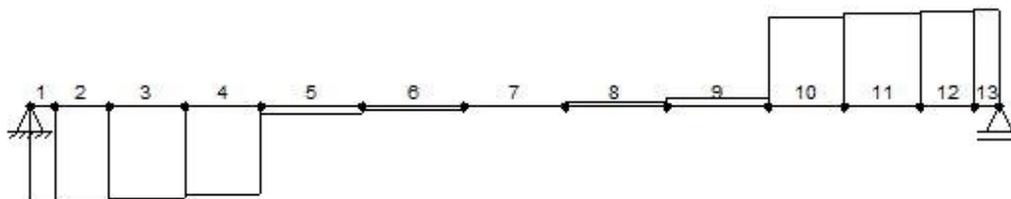


Figura 3.16: azione di taglio longherone posteriore

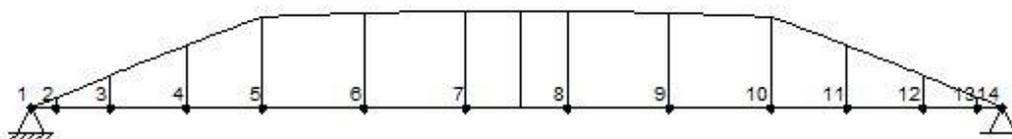


Figura 3.17: momento flettente longherone posteriore

TRATTO	1	2	3	4	5	6	7
$T_{\text{posteriore}}$ [kN]	-15,429	-15,172	-14,622	-14,037	-4,244	-2,125	0

Tabella 3.10: azione di taglio longherone posteriore

NODO	1	2	3	4	5	6	7
$M_{\text{posteriore}}$ [kNm]	0	-1,466	-5,41	-9,797	-14,01	-15,7	-16,555

Tabella 3.11: momento flettente longherone posteriore

Per chiarezza si ricorda che il nodo 2 corrisponde alla centina numero 1 posizionata ad una distanza di 140 [mm] rispetto alla parete interna della camera di prova e ad una distanza rispetto al centro del cuscinetto, schematizzato dal nodo 1, pari a 95 mm.

Con tale sistema di montaggio il valore del momento flettente massimo associato al longherone posteriore si attesta ad un valore in modulo di circa 16,55 kNm.

Per il calcolo dello sforzo massimo si procede in maniera analoga a quanto fatto in precedenza ricorrendo alla formula di Navier. È necessario definire le caratteristiche geometriche e meccaniche del longherone principale; i dati inerenti alla geometria si riferiscono al modello di Figura 3.13. Lo sforzo associato alla

flessione è riportato in Tabella 3.12 e si dimostra essere ampiamente entro i limiti accettabili.

	LATI [mm]		SPESSORE [mm]	MASSA [Kg/m]	MODULO DI RESISTENZA ELASTICO [cm ³]		$\sigma_{x,max}$ [MPa]
	h	b	t		W_{el-y}	W_{el-z}	
LONGHERONE POSTERIORE	200	100	5	18,2	149	83,2	111

Tabella 3.12: parametri geometrici e sforzo massimo longherone POSTERIORE

Anche nel caso del longherone posteriore, il valore massimo di sforzo associato a flessione fornisce un coefficiente di sicurezza superiore a 2, considerando una verifica a snervamento.

3.2.2.3 VERIFICA GIUNTO BULLONATO

In questa sezione si vuole verificare la resistenza della giunzione bullonata progettata per collegare il longherone alla piastra forata, le cui quote sono riportate in Figura 3.18 ed in Tabella 3.13.

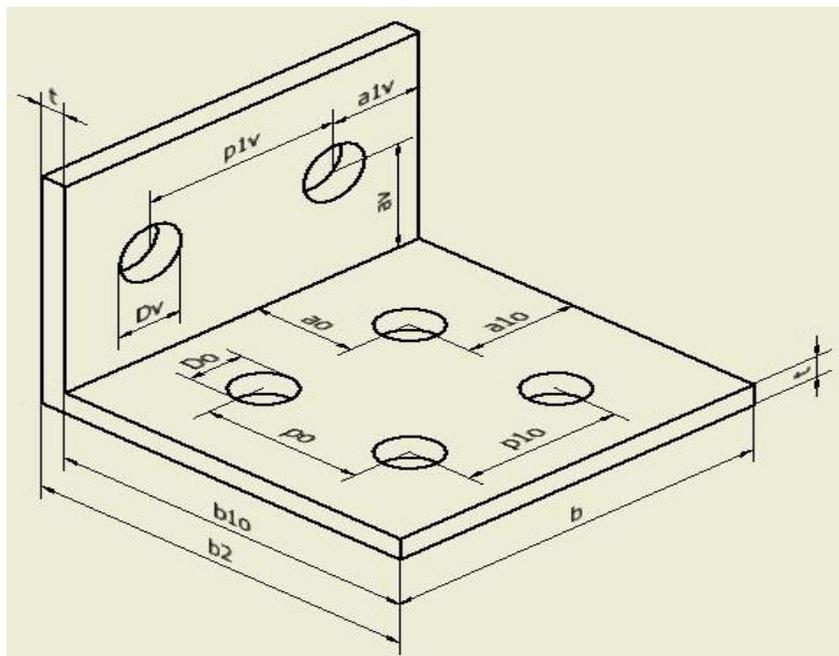


Figura 3.18: parametri geometrici piastra giunto bullonato

GEOMETRIE GIUNZIONE [mm]						BULLONE	
piastra orizzontale							
t	b	a _o	a _{1o}	p _o	Fori D _o	viti	dadi
5	75	20	22	31	11	M10/5.6	5 D
piastra verticale							
t	b	a _v	a _{1v}	p _{1v}	fori D _v	viti	dadi
5	75	25	18	39	13	M12/5,6	5 D

Tabella 3.13: parametri geometrici piastra giunto bullonato

Le unioni bullonate sebbene siano caratterizzate dalla facilità di montaggio e smontaggio, presentano alcuni svantaggi. In particolare, la presenza dei fori oltre a provocare un indebolimento degli elementi strutturali che dovranno essere oggetto di opportune verifiche, comporta una distribuzione delle tensioni caratterizzata da punte locali. Per procedere a questa analisi è bene definire alcune ipotesi semplificative utilizzate:

- lamiera infinitamente rigida (si trascura la sua deformazione)
- si trascurano le concentrazioni di tensioni in corrispondenza dei bordi dei fori
- pressioni uniformemente distribuite sui fori e sul gambo dei bulloni

È possibile distinguere due tipi di giunti bullonati (Tabella 3.14):

- Bullone che lavora ad attrito: il bullone viene preventivamente serrato e preme le piastre del collegamento tra di loro in modo che le forze di attrito impediscano lo scorrimento. I tipi di bulloni impiegati per questa giunzione prendono il nome di ‘bulloni ad alta resistenza AR’.
- Bullone che lavora a taglio: il bullone risulta attivo quando la superficie laterale del gambo è a contatto con il foro, in questo caso si utilizzano bulloni ‘normali’.

	NORMALI			AD ALTA RESISTENZA (AR)		
VITE	4.6	5.6	6.6	8.8	10.9	12.9
DADO	4 D	5 D	6 D	6 S	8 G	10 K

Tabella 3.14: classificazione bulloni secondo normativa UNI 3740

I valori nominali di resistenza a rottura e snervamento del bullone (Tabella 3.15) si deducono direttamente dalla sua nomenclatura; in particolare, la sigla della classe di appartenenza è composta da due cifre dove la prima, moltiplicata per 100, indica

il valore della rottura f_t in N/mm^2 e la seconda indica il coefficiente per il quale bisogna moltiplicare la rottura f_t per ottenere sempre in N/mm^2 lo snervamento f_y .

Nel caso di bullone a trazione, la resistenza caratteristica $f_{k,N}$ si ottiene come lo snervamento con la variante che il coefficiente moltiplicativo non deve essere superiore a 0,7, quindi ad esempio per un bulloni ad alta resistenza della classe 8.8: $f_{k,N}(8.8) = 800 \cdot 0,7 \text{ N/mm}^2 = 560 \text{ N/mm}^2$.

TENSIONE AMMISSIBILE					
classe vite	f_t [N/mm^2]	f_y [N/mm^2]	$f_{k,N}$ [N/mm^2]	$\sigma_{b,adm}$ [N/mm^2]	$\tau_{b,adm}$ [N/mm^2]
4.6	400	240	240	160	113
5.6	500	300	300	200	141
6.6	600	360	360	240	170
8.8	800	640	560	373	264
10.8	1000	900	700	467	330

Tabella 3.15: tensioni ammissibili per le differenti classi di vite, CNR-UNI 10011

BULLONI IMPEGNATI AD ATTRITO

Per impedire gli scorrimenti nelle giunzioni al fine di trasmettere lo sforzo attraverso l'attrito tra le superfici a contatto, i valori massimi delle sollecitazioni non devono superare i valori trasmissibili dalla giunzione. In particolare, si effettua una verifica a scorrimento dell'unione come segue:

$$V_{f,0} = \frac{n_s \mu N_s}{\eta} \approx 0,24 N_s$$

Dove

- $V_{f,0}$ è la forza trasmissibile senza carico assiale
- n_s indica il numero di piani di contatto
- μ indica il coefficiente di attrito ($\approx 0,3 - 0,45$)
- η indica il coefficiente di sicurezza ($\approx 1,5$)
- N_s indica il carico assiale di serraggio indotto dal momento torcente applicato e pari a

$$N_s = 0,8 f_{k,N} A_{res}$$

Una volta che i valori limite vengono superati, i bulloni, dopo la ripresa del gioco foro-bullone, vengono impegnati al taglio. Si verifica che la resistenza a taglio di

un bullone è notevolmente maggiore dello sforzo trasmissibile per attrito, pertanto la resistenza del giunto è garantita.

BULLONI IMPEGNATI A TAGLIO

Nel caso di bulloni soggetti a taglio V , lo sforzo medio associato è dato da:

$$\tau_b = \frac{V}{n_b n_s A_{res}} \quad oppure \quad \tau = \frac{V}{n_b A}$$

Dove:

- In base alla disposizione della filettatura, se questa è a contatto con le piastre del giunto si utilizza A_{res} , altrimenti A .
- n_b indica il numero di bulloni su cui si distribuisce la forza di taglio
- n_s indica il numero di piani di contatto

Imponendo quindi che $\tau_b \leq \tau_{b,adm}$, è possibile ricavare il minimo diametro di vite in base alle differenti categorie ed avere così un valore di dimensionamento.

La scelta del dado è conseguenza della classe identificata come da norma in Tabella 3.14.

Dal momento che il bullone lavora a taglio, esso induce alle lamiera degli sforzi assiali che possono essere causa di meccanismi di collasso della giunzione.

In particolare, dopo aver considerato il cedimento del bullone stesso, si studia il rifollamento della lamiera e la rottura della lamiera stessa (Figura 3.19).

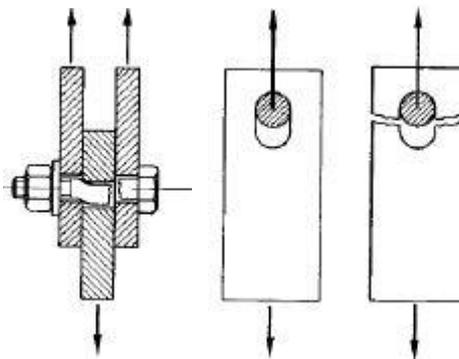


Figura 3.19: da sinistra: rottura a taglio bullone, rifollamento lamiera, rottura a trazione lamiera

La verifica al rifollamento della lamiera si effettua imponendo:

$$\sigma_{rif} = \frac{V_i}{n_b t d} \leq \alpha \sigma_{adm,t}$$

Dove:

- V_l indica la forza di trazione sulla lamiera
- t indica lo spessore della lamiera
- d indica il diametro del bullone
- α indica il rapporto tra distanza centro foro-bordo lamiera e diametro bullone, tipicamente assume valori $\approx 2-2,5$
- $\sigma_{adm,l}$ rappresenta lo sforzo a trazione ammissibile dalla lamiera, che per la teoria delle tensioni ammissibili assume valori ridotti rispetto al carico limite di snervamento.

Per la teoria delle tensioni ammissibili per gli acciai previsti dalla norma CNR-UNI 10011 si hanno i valori riportati in Tabella 3.16.

TENSIONE AMMISSIBILE				
MATERIALE	σ_{adm} [N/mm ²]		carico snervamento R_{eH} [N/mm ²]	carico rottura R_m [N/mm ²]
	$t \leq 40$	$t > 40$		
Fe 360	160	140	235	340 - 470
Fe 430	190	170	275	410 - 560
Fe 510	240	210	355	490 - 630

Tabella 3.16: tensioni ammissibili acciai norma CNR-UNI 10011

La nuova norma europea specifica le condizioni tecniche di fornitura per i profilati cavi fabbricati a caldo o a freddo normalizzati con sezione circolare, quadrata, rettangolare. La realizzazione di questa nuova specifica ha permesso di uniformare le varie norme e qualità di acciaio in una nuova designazione. Si riporta in Tabella 3.17 la comparazione tra la nuova designazione EN-10210 e la vecchia designazione UNI.

TABELLA DI COMPARAZIONE	
EN-10210	UNI
S235JR	Fe 360
S275JR	Fe 430
S355JR	Fe 510

Tabella 3.17: comparazione nomenclature acciai tra UNI e EN-10210

Da questa verifica è possibile ricavare lo spessore minimo della lamiera t .

Per quanto riguarda la verifica a trazione della lamiera, si pone:

$$\sigma_{lam} = \frac{V_l n_{b_sezione}}{n_b A_{netta}} \leq \sigma_{adm,l}$$

A_{netta} rappresenta la sezione trasversale della lamiera al netto dei fori ortogonale alla direzione della forza di trazione V_l agente su di essa. Il termine $n_{b_sezione}$ indica il numero dei fori presenti sulla sezione considerata. In questo modo è possibile dimensionare la larghezza della lamiera b .

BULLONI IMPEGNATI A TRAZIONE

Per bulloni normali soggetti a trazione la tensione media viene calcolata attraverso la seguente relazione:

$$\sigma = \frac{N}{A_{res}}$$

Nel caso di bulloni AR e giunto per attrito, i bulloni possono subire una forza assiale di trazione N_s non superiore a $0,8 N_s$ e in questo caso la forza trasmissibile per attrito viene ridotta come:

$$V_{t,N} = V_{f,0} \left(1 - \frac{N}{N_s}\right)$$

La presenza di una forza di trazione sui bulloni, come intuitivo, causa una conseguente forza sulla lamiera. Diviene così necessario effettuare una verifica a punzonatura della lamiera:

$$F_{tb} \leq F_{p,r} = \frac{0,6 \pi d_m t f_{tk}}{\gamma_m}$$

Dove:

- d_m indica il diametro di testa o di rondella
- γ_m indica il coefficiente di sicurezza ($\approx 1,25$)
- f_{tk} indica la resistenza a rottura del materiale della piastra
- $F_{p,r}$ indica la resistenza a punzonamento del piatto collegato
- F_{tb} forza di trazione agente sul singolo bullone

CARICHI COMBINATI: TAGLIO E TRAZIONE

Nel caso in cui vi sia un carico normale ed un carico di taglio agenti sul bullone, è necessario verificare la tenuta di questo attraverso la seguente relazione:

$$\left(\frac{\sigma}{\sigma_{adm,b}}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{\tau_{adm,b}}\right)^2 \leq 1$$

DISPOSIZIONI COSTRUTTIVE

Affinché i precedenti criteri di verifica mantengano validità e al fine di garantire allo stesso tempo compattezza della giunzione e comodità nelle operazioni di montaggio-serraggio, è bene rispettare le limitazioni riportate in Figura 3.20.

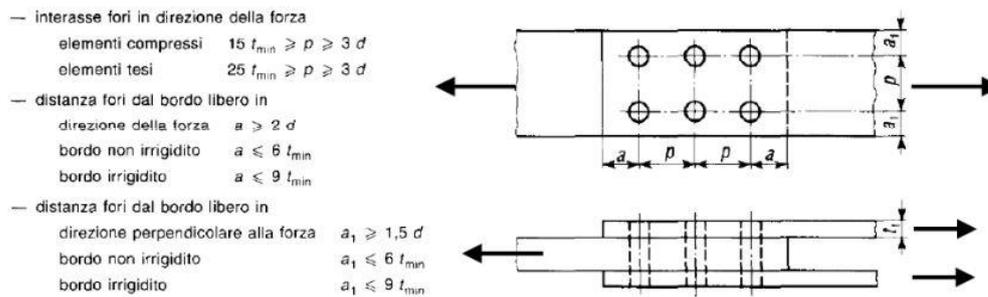


Figura 3.20: disposizioni costruttive sulle limitazioni geometriche della giunzione bullonata

VERIFICHE

Si riporta in Figura 3.21 uno schema riguardo il collegamento tra il longherone posteriore e la piastra forata, sede del cuscinetto.

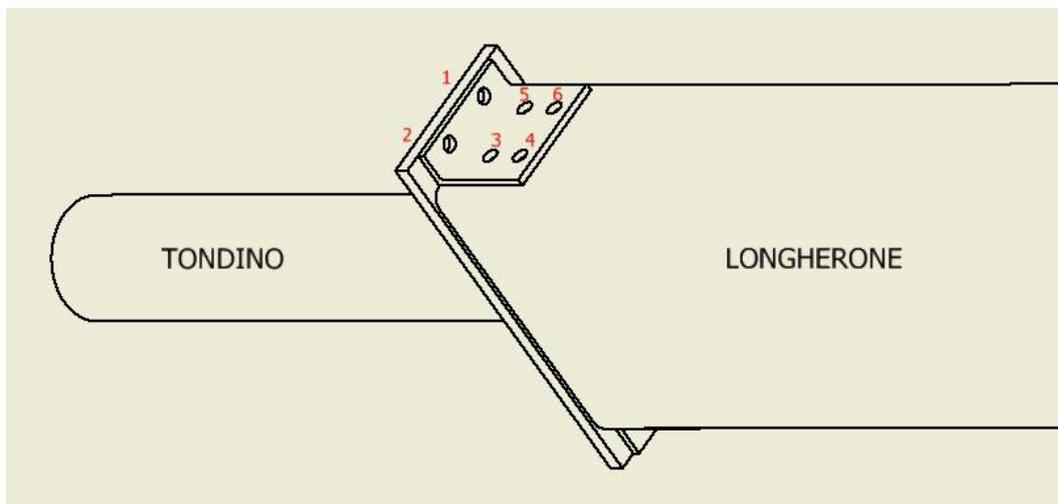


Figura 3.21: numerazione bullonatura

Nel caso specifico ci si concentra sulla verifica e sul dimensionamento di un giunto bullonato a puro taglio per i fori 3,4,5 e 6, mentre per i fori 1 e 2 si considera l'azione di taglio combinata ad azione di trazione.

PIASTRA ORIZZONTALE

Dai risultati ottenuti per il calcolo delle azioni interne, il momento flettente agente sulla sezione passante per i fori 3-5 e su quella per i fori 4-6 è noto. Per garantire maggior sicurezza si considera in fase di dimensionamento il valore del momento flettente maggiore, ossia quello presente nella sezione tra i fori 4-6, pari a -1,0284 kNm (fibre tese nella parte superiore). Questo momento può essere ricondotto a due forze, opposte tra loro, collocate una nella parte superiore del longherone e l'altra in quella inferiore; esse generano l'andamento a farfalla tipico degli sforzi assiali indotti dalla flessione. Si ricava così il valore della forza di taglio che agisce sulla piastra orizzontale:

$$V = \frac{M_f}{h_{\text{longherone}}} = \frac{1095,4 \text{ kNm}}{200 \text{ mm}} = 5,477 \text{ kN}$$

Ipotizzando l'utilizzo di bulloni 'normali', imponendo la condizione di resistenza al taglio dei bulloni si ottengono i diametri minimi di vite per le diverse classi:

$$d \geq \sqrt{\frac{4V}{n_s n_b \pi \tau_{b,adm}}} = \begin{cases} 3,8 \text{ mm} & \text{per 4.6} \\ 3,4 \text{ mm} & \text{per 5.6} \\ 3,1 \text{ mm} & \text{per 6.6} \end{cases}$$

Nel caso specifico avendo scelto VITE 5.6 M10, DADO 5D, foro D = 11 mm, la verifica è soddisfatta.

Si procede ora alla verifica al rifollamento della lamiera, considerando come materiale costruttivo il medesimo tra piastra e longherone, ossia un acciaio dalle caratteristiche di resistenza simili ad un S355JR (UNI: Fe 510) da cui si ricava lo spessore minimo della piastra:

$$t \geq \frac{V}{n_b d \alpha \sigma_{adm,l}} = 0,3 \text{ mm}$$

Essendo lo spessore della lamiera piegata progettata pari a 5 mm si ritiene la verifica ampiamente soddisfatta.

Nella scelta della larghezza della lamiera, si vuole garantire che la piastra appoggi totalmente sulla parte piatta del longherone, avente una larghezza massima di circa 80 mm a causa degli spigoli arrotondati della trave. Si opta per una larghezza pari

a 75 mm. Inoltre, la massima lunghezza della piastra in direzione parallela all'asse del longherone deve considerare come limite massimo la presenza della prima centina.

Per la verifica riguardo alla dimensione della larghezza della lamiera verifichiamo la resistenza a trazione della stessa per una sezione contenente due fori:

$$b \geq \frac{V n_{b,sezione}}{t n_b \sigma_{adm,t}} + 2D = 24,28 \text{ mm}$$

PIASTRA VERTICALE

Questa parte della giunzione ha la caratteristica di presentare uno sforzo combinato tra taglio e trazione sulla bulloneria. In particolare, in tale sezione sono presenti una forza di taglio V pari a 15,429 kN ed un momento flettente pari a 0,309 kNm che crea una forza di trazione N in relazione alla distanza dei fori rispetto all'asse del longherone.

Per il calcolo della componente di trazione si stima una prima distanza tra faccia del longherone e centro dei fori pari a 20 mm. Chiaramente per distanze superiori è garantito un ulteriore margine di sicurezza dal momento che aumentando la distanza tra asse longherone e punto applicazione forza, a parità di momento flettente, questa andrà diminuendo secondo la relazione:

$$N = \frac{M_f}{h_{longherone} + 2a} = \frac{290 \text{ kNmm}}{(200 + 40) \text{ mm}} = 1,29 \text{ kN}$$

In conseguenza di quanto esposto in precedenza, la verifica della vite deve considerare l'effetto di entrambi gli sforzi.

Ipotizzando di utilizzare la stessa classe di bulloneria presente nella piastra orizzontale, si sostituiscono i valori relativi agli sforzi ammissibili relativi alle viti 5.6 ottenendo così una relazione sul diametro minimo della vite necessario. Iniziando ad imporre separatamente le condizioni a taglio e trazione si ottiene:

$$d \geq \sqrt{\frac{4V}{n_s n_b \pi \tau_{b,adm}}} = 5,9 \text{ mm} \quad e \quad d \geq \sqrt{\frac{4N}{n_s n_b \pi \sigma_{b,adm}}} = 2,03 \text{ mm}$$

Si ricorda che l'azione di taglio viene spartita da 4 bulloni: $n_b = 4$ (2 piastra verticale superiore, 2 piastra verticale inferiore) mentre l'azione di trazione si distribuisce su 2 bulloni: $n_b = 2$.

Considerando il diametro di vite designato in fase di design del giunto pari a 12 [mm] si effettua la verifica sul carico combinato:

$$\left(\frac{\sigma}{\sigma_{adm,b}}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{\tau_{adm,b}}\right)^2 = \left(\frac{4N}{\sigma_{adm,b} n_b \pi d^2}\right)^2 + \left(\frac{4V}{\tau_{adm,b} n_b \pi d^2}\right)^2 = 0,059 \leq 1$$

Si procede ora alle verifiche sulla piastra a rifollamento e trazione in maniera analoga a quanto svolto per la piastra orizzontale, utilizzando il medesimo spessore di piastra considerato in precedenza pari a 5 mm.

Verifica al rifollamento lamiera:

$$\sigma_{rif} = \frac{V}{n_b t d} = 64,29 \text{ MPa} \leq \alpha \sigma_{adm,l} = 480 \text{ MPa}$$

Verifica a trazione lamiera:

$$\sigma_{lam} = \frac{V n_b_{sezione}}{n_b A_{netta}} = 32,14 \text{ MPa} \leq \sigma_{adm,l} = 240 \text{ MPa}$$

In questo caso avendo anche componente di trazione sul bullone, risulta necessaria la verifica al punzonamento della lamiera. Si stima un diametro di testa tipico per un M12 pari a 19 mm.

$$F_{tb} = 600 \text{ N} \leq F_{p,r} = \frac{0,6 \pi d_m t f_{tk}}{\gamma_m} = \frac{0,6 \pi 19 \text{ mm} 5 \text{ mm} 490 \text{ MPa}}{1,25} \\ = 70195 \text{ N}$$

Affinché i precedenti criteri di verifica mantengano validità e al fine di garantire allo stesso tempo compattezza della giunzione e comodità nelle operazioni di montaggio/serraggio, è possibile verificare come la giunzione rispetti le normative costruttive riportate in Figura 3.20.

3.2.2.4 VERIFICA PIASTRA FORATA

Si procede ora alla verifica di resistenza della piastra forata, sede del cuscinetto, attraverso un'analisi ad elementi finiti.

Si vuole verificare il comportamento di tale elemento, poiché su di esso si avrà lo scarico della reazione vincolare del longherone, ossia una forza di taglio. Analizzando i risultati inerenti alle azioni interne e relative reazioni vincolari del longherone, il carico agente sul cuscinetto risulta essere pari a 15,429 kN. Si assume una piastra di spessore pari a 30 mm per consentire l'alloggiamento del cuscinetto a sfere orientabili. Per quanto riguarda la simulazione ad elementi finiti, si considera di vincolare la piastra sulla superficie che la connette al cuscinetto, ed applicare il carico suddividendo la forza di taglio totale sui 4 fori relativi alla giunzione bullonata tra piastra e longherone. In particolare, su ogni foro si colloca un carico a taglio pari a 3.857 kN.

Per quanto riguarda il materiale, si ipotizza di adottare un alluminio AA6061 le cui caratteristiche meccaniche vengono riportate in Tabella 3.18.

CARATTERISTICHE FISICHE AA6061	
densità ρ [Kg/m ³]	modulo di elasticità [Mpa]
2700	69

Tabella 3.18: caratteristiche fisiche AA6061

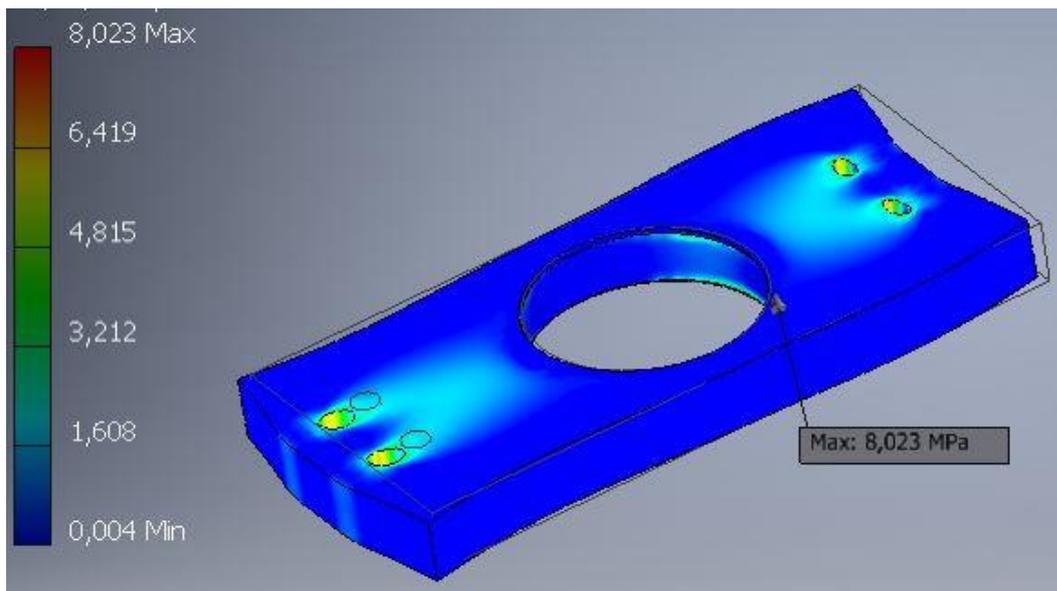


Figura 3.22: sforzi piastra forata

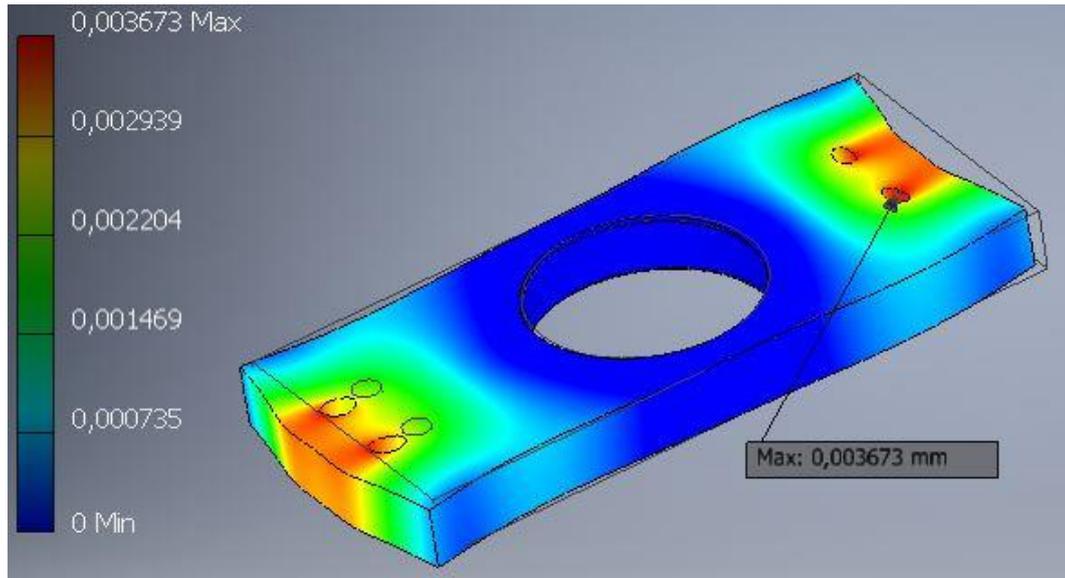


Figura 3.23: deformazioni piastra forata

Dai risultati riportati in Figura 3.22 e in Figura 3.23, emerge un certo margine di sicurezza per quanto riguarda gli sforzi. Inoltre, i risultati sulla deformazione massima registrata ci consentono di affermare che tale piastra garantirà al giunto un'ottima rigidità. Per l'analisi si è imposto il raggiungimento della convergenza dei risultati sugli sforzi di Von Mises con criterio di interruzione pari ad 1% di scostamento rispetto al calcolo precedente, raggiunta dopo 6 iterazioni.

3.3 PANNELLI

In questa fase di progetto si vuole utilizzare un'analisi ad elementi finiti per lo studio degli sforzi e delle deformazioni sul pannello. Tale analisi necessita la definizione della geometria tridimensionale del modello, del materiale e relative proprietà meccaniche, dei vincoli e dei carichi agenti su di esso.

GEOMETRIA PANNELLO

Si schematizza ora il pannello in mezzeria come una piastra piana di apertura pari alla distanza tra le centine 6 e 7 di Figura 3.24 e corda pari alla distanza tra il longherone anteriore ed il bordo di uscita del profilo in configurazione MAIN. Si esclude la parte corrispondente al bordo di attacco poiché essa sarà costituita da un 'naso' in carbonio considerabile come infinitamente rigido.

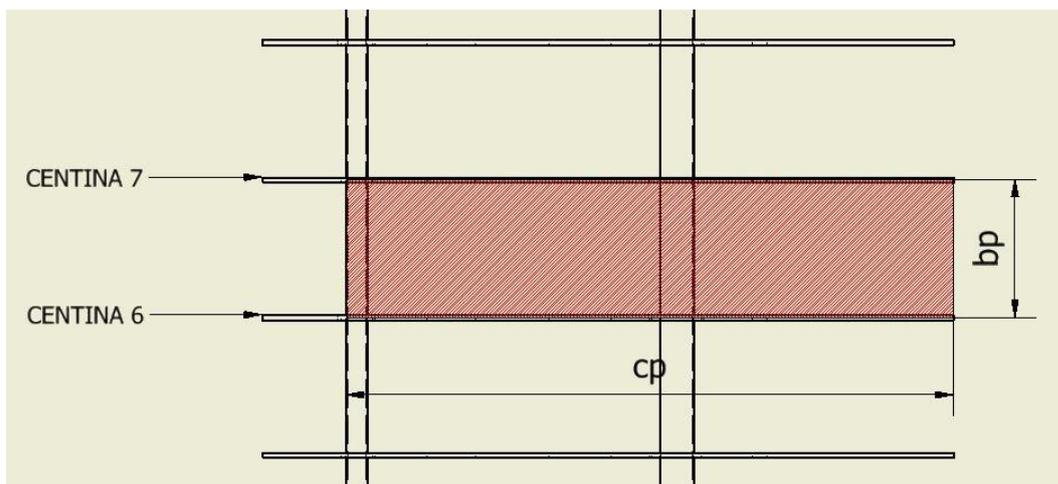


Figura 3.24: pannello in mezzeria sul dorso del profilo

In Figura 3.24 si mostra il pannello in mezzeria sul dorso del profilo che viene modellato come una piastra la quale viene caricata da una forza di pressione funzione dei carichi aerodinamici calcolati nel paragrafo 2.2. In particolare:

- $bp = \text{apertura pannello in mezzeria} = 400 \text{ mm}$
- $cp = \text{corda pannello in mezzeria} = 1755 \text{ mm}$
- $tp = \text{spessore pannello da assegnare}$

CARICHI AGENTI

Per il calcolo del carico distribuito agente sul pannello si recupera l'andamento del coefficiente di pressione calcolato a potenziale lungo il dorso del profilo MAIN ad 8° di incidenza con FLAP estratto in configurazione LANDING (Figura 3.25).

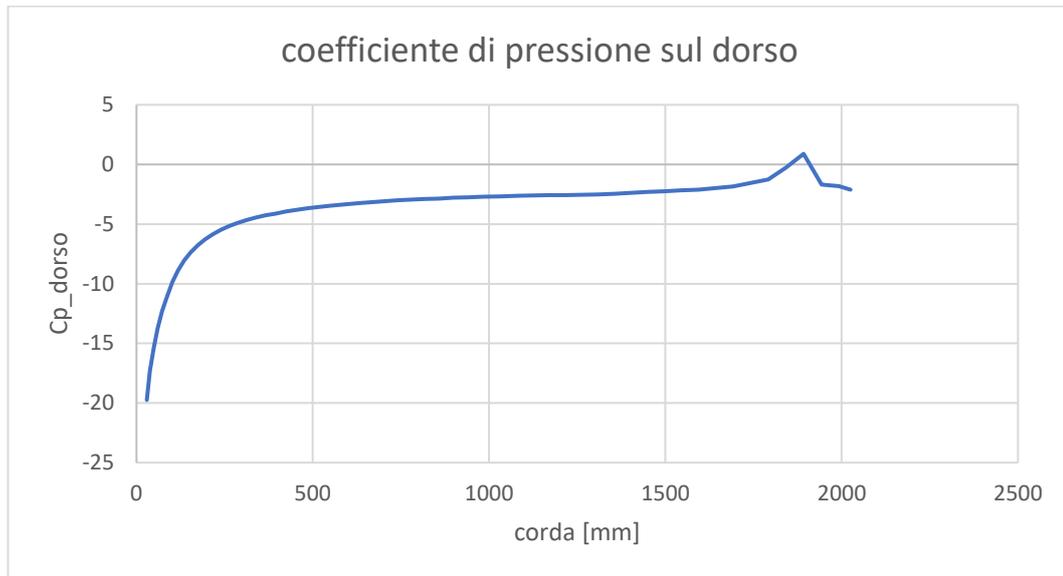


Figura 3.25: andamento coefficiente pressione sul dorso del profilo MAIN, $\alpha=8^\circ$

Si ricorda la definizione del coefficiente di pressione locale:

$$C_p(x) = \frac{P(x) - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2}$$

Ipotizzando che la pressione interna al profilo sia pari a P_∞ , il carico di pressione agente sul pannello essendo la differenza tra le pressioni a cavallo di esso, viene fornito direttamente dalla seguente relazione:

$$P(x) = \frac{1}{2} \rho_\infty C_{p,dorso} U_\infty^2$$

Al fine di introdurre un sistema di carichi implementabile nell'analisi ad elementi finiti ma tuttavia abbastanza fedele all'andamento non lineare lungo la corda del pannello, si discretizza la curva del coefficiente di pressione in settori, su ciascuno dei quali viene calcolato il valor medio di esso. Così facendo si ottiene una nuova curva del C_p a gradini. Il modello della piastra viene diviso anch'esso in settori individuando diverse regioni sulla superficie del pannello. Su tali superfici vengono

applicati i carichi di pressioni mediati. Per la discretizzazione si opta per differenti ampiezze delle partizioni in base alla variazione del coefficiente di pressione; in particolare, maggiore è il gradiente del C_p e minore sarà l'ampiezza. (Figura 3.26).

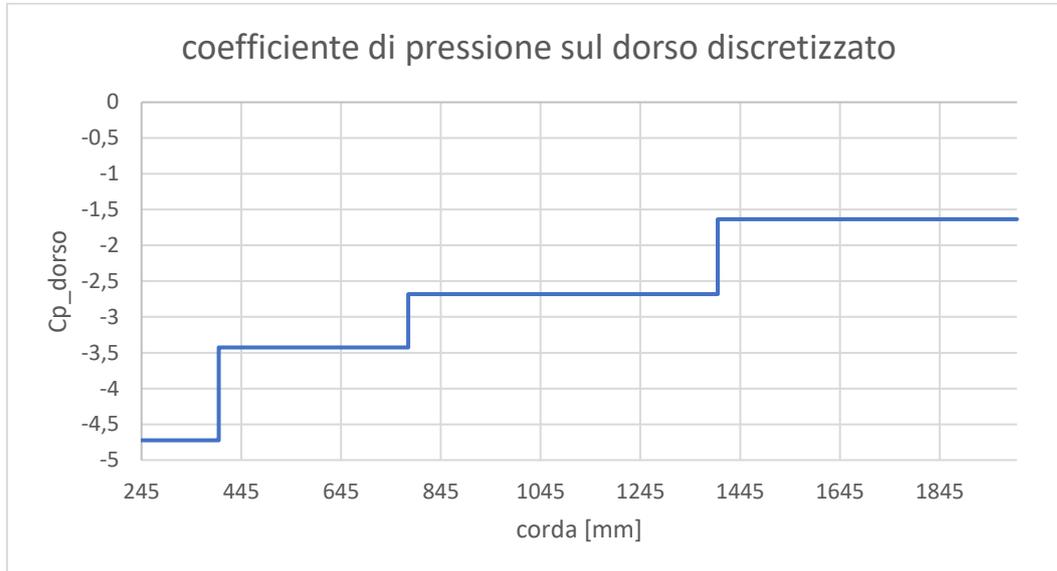


Figura 3.26: andamento coefficiente pressione discretizzato sul dorso del profilo MAIN, $\alpha=8^\circ$

Si può notare (Figura 3.26) come i valori per le coordinate x della corda vadano da 245 mm a 2000 mm. I punti tra zero e 245 mm sono le posizioni relative alla zona di bordo di attacco dove la curvatura sarà molto elevata generando un alto gradiente di pressione. Tale zona viene irrigidita con un elemento in carbonio, per cui in questa analisi non viene considerata. La coordinata x pari a 2000 mm corrisponde alla posizione del bordo di uscita del profilo rispetto al bordo d'attacco in configurazione 'MAIN', chiaramente inferiore alla posizione del bordo di uscita per la configurazione 'CLEAN' posizionato a 2418 mm sempre riferendosi al bordo d'attacco.

Si riporta in Figura 3.27 l'apertura delle differenti partizioni.

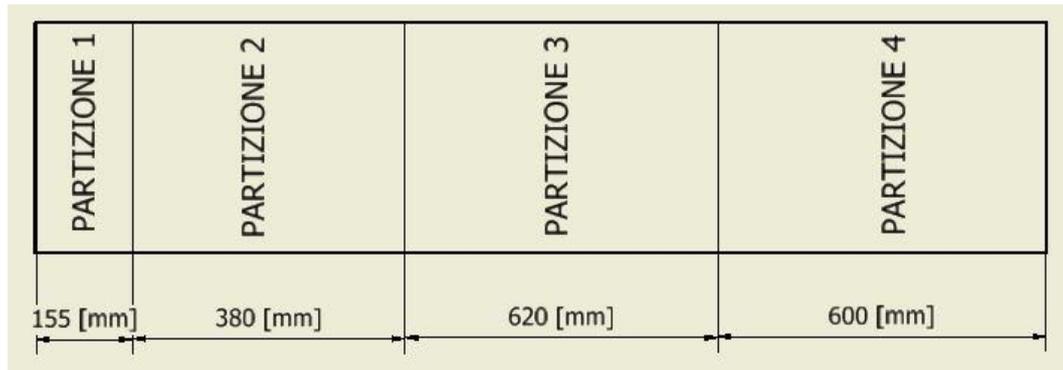


Figura 3.27: partizioni geometriche pannello sulle quali si assumono distribuzioni di pressione costanti

Considerando una densità pari a $1,225 \text{ Kg/m}^3$ e una velocità media di galleria pari a 50 m/s , i carichi di pressione risultanti ottenuti sono riportati in Tabella 3.19.

	Cp_medio	P [Pa]
partizione 1	-4,723	7232,09
partizione 2	-3,427	5247,59
partizione 3	-2,681	4105,28
partizione 4	-1,635	2503,59

Tabella 3.19: valori dei coefficienti di pressione e relativi carichi di pressione per le diverse partizioni

MATERIALE

Per i pannelli si ipotizza di adottare un alluminio AA6061 le cui caratteristiche meccaniche sono riportate in Tabella 3.18 ed in Tabella 3.20 in funzione dei differenti spessori e dello stato del materiale.

Stato	Spessore (mm)		Rm (MPa)	Rp0.2 (MPa)	A %
0	0.5	1.5	150 (3)	85 (3)	14
	1.5	3.0	150 (3)	85 (3)	16
	3.0	6.0	150 (3)	85 (3)	19
T6 T651	0.5	1.5	290	240	6
	1.5	3.0	290	240	7
	3.0	6.0	290	240	10
	6.0	12.5	290	240	9
	12.5	40	290	240	8
	40	80	290	240	6

Tabella 3.20: caratteristiche fisiche AA6061 per spessori tipici di utilizzo e diversi stati

3.3.1 VINCOLI CONTINUI

Come prima verifica, si considera il pannello come una piastra piana avente le caratteristiche geometriche mostrate in precedenza e soggetto al solo carico ricavato dalla distribuzione del coefficiente di pressione. Come vincolo si impone un incastro sulla parte di superficie inferiore a contatto con le centine su cui è fissato. Considerando uno spessore di centina pari a 15 mm, il pannello ha così un appoggio pari a 7,5 mm di larghezza esteso per l'intera lunghezza sui due lati di lunghezza cp (Figura 3.28).

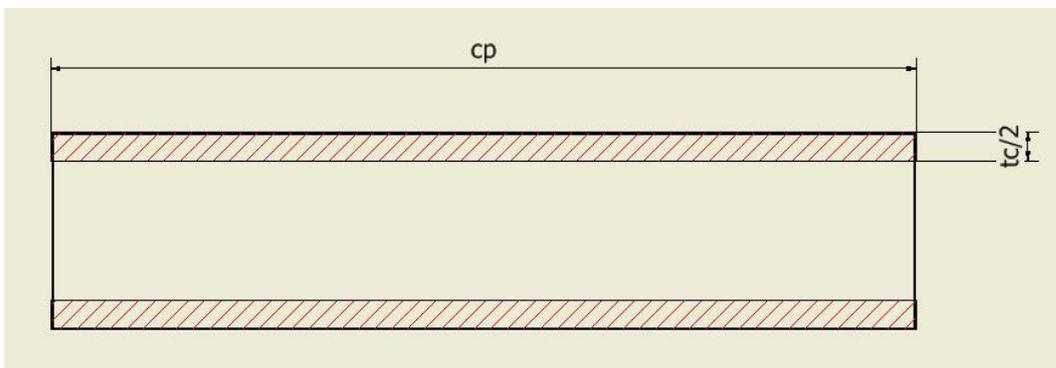


Figura 3.28: proiezione in pianta dei vincoli continui laterali

Inoltre, si vincolano in maniera analoga il lato anteriore e posteriore del pannello. In figura si evidenzia la zona di contatto con le centine, dove cp rappresenta la corda del pannello e $tc/2$ indica il semi spessore della centina. Si riportano di seguito i risultati ottenuti per differenti spessori del pannello. Per l'analisi si è imposto il raggiungimento della convergenza dei risultati sugli sforzi di Von Mises con criterio di interruzione pari all' 1% di scostamento rispetto al calcolo precedente.

PANNELLO PIANO

In una prima fase di studio si considera uno spessore per il pannello di 2 mm. Tale valore viene assunto come soglia da non superare al fine di evitare un aumento eccessivo del peso del modello e soprattutto rendere la fase di sagomatura della lamiera più agevole dal momento che si vuole ottenere in maniera precisa la forma per il profilo desiderata.

$$\text{SPESSORE } tp = 2 \text{ mm}$$

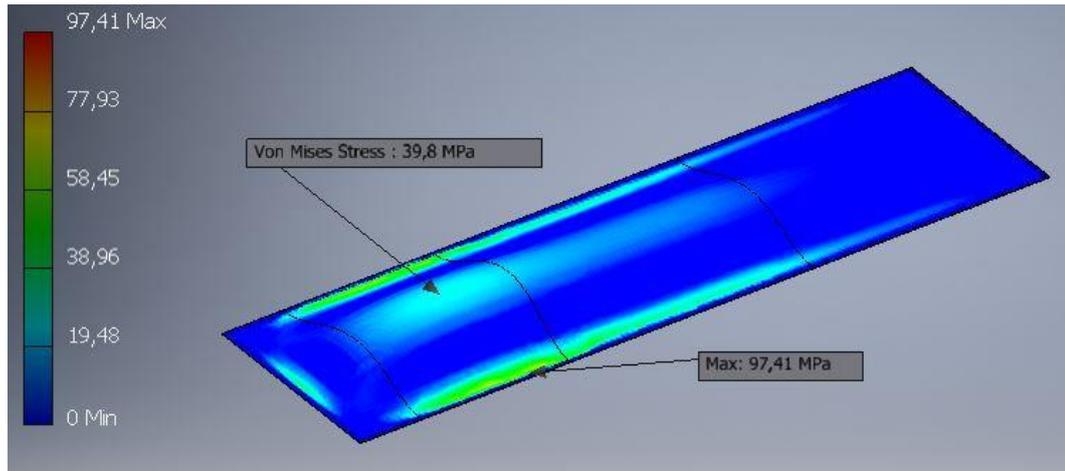


Figura 3.29: sforzi pannello piano, vincoli continui

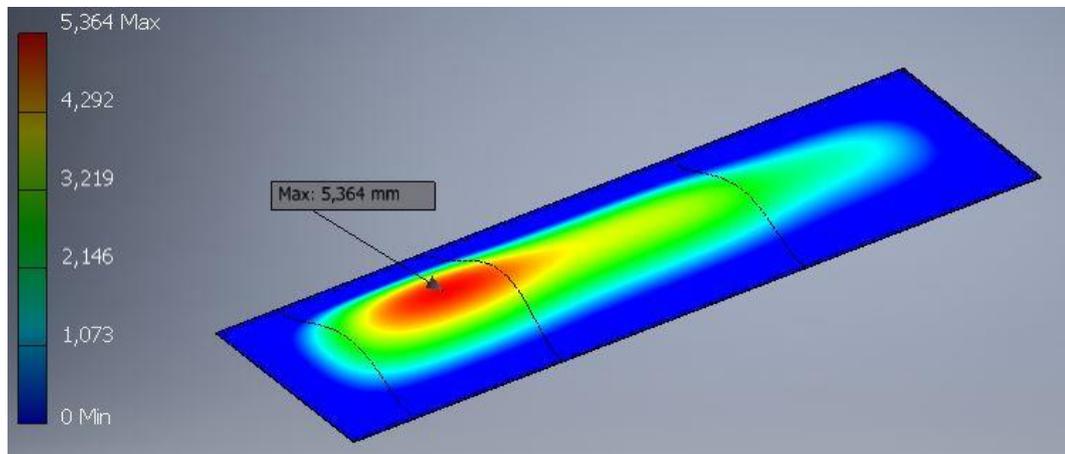


Figura 3.30: deformazioni pannello piano, vincoli continui

In Figura 3.29 ed in Figura 3.30 i risultati relativi rispettivamente a sforzi e deformazioni associate al pannello piano.

PANNELLO CON CURVATURA

Si introduce ora la curvatura del pannello per valutarne gli effetti ed essere più fedeli al caso reale.

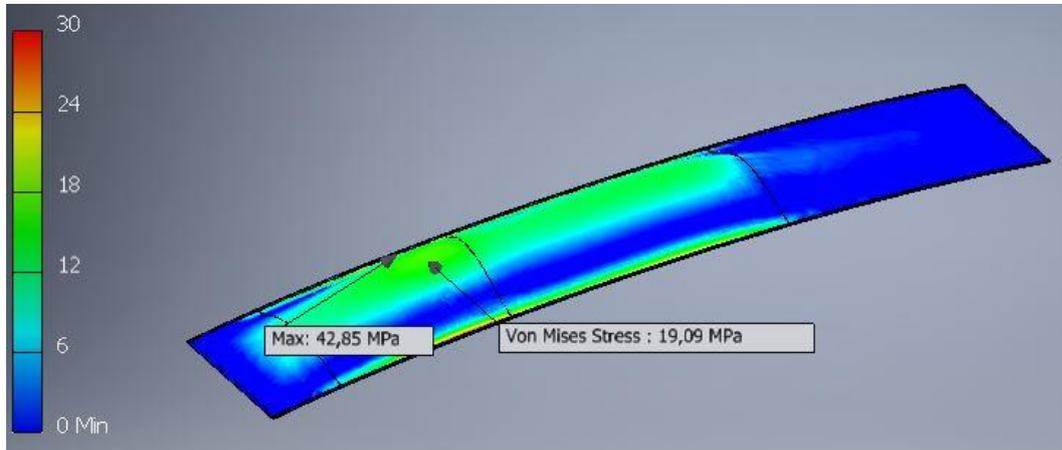


Figura 3.31: sforzi pannello curvo, vincoli continui

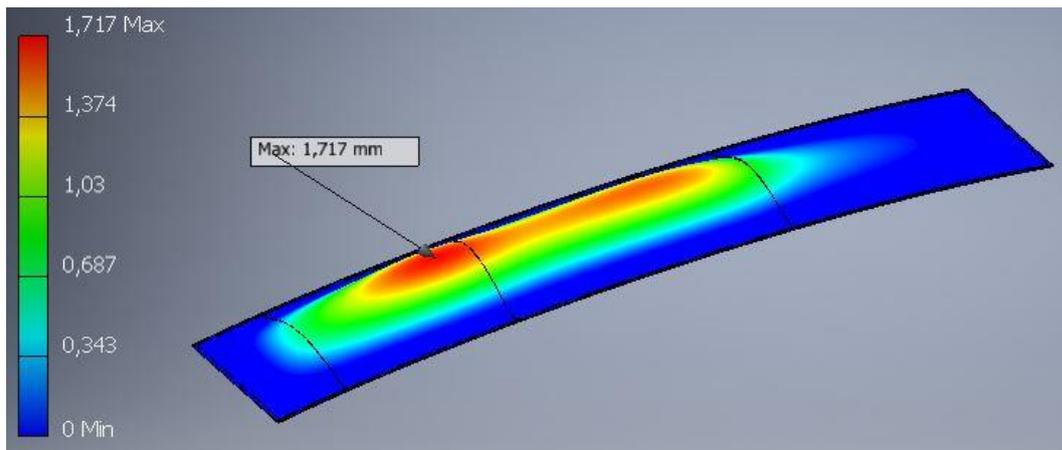


Figura 3.32: deformazioni pannello curvo, vincoli continui

Dai risultati riportati in Figura 3.31 e in Figura 3.32 si evince come la curvatura giochi un ruolo benefico sia per quanto riguarda gli sforzi a centro pannello sia per le deformazioni.

3.3.2 VINCOLI DISCRETI

Si introduce ora la presenza dei fori nella piastra. In particolare, dal momento che si opta per l'utilizzo di viti a testa svasata piana, con lo scopo di mantenere la superficie del profilo il più pulita possibile, i fori presenteranno un opportuno svasso di ugual angolo pari a quello della testa di vite per permettere la completa scomparsa

di questa. Si riporta uno schema per il tipo di vite utilizzata con relative caratteristiche (Figura 3.33) e relative specifiche (Tabella 3.21).

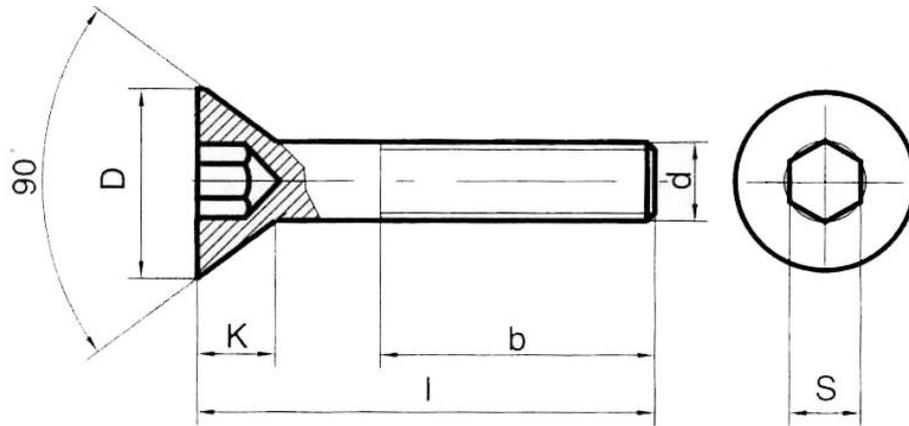


Figura 3.33: modello vite a testa svasata per fissaggio pannelli

CLASSE	PASSO	NORMA	d [mm]	D [mm]	k [mm]	b [mm]	l [mm]	s [mm]
10,9	grosso	DIN:7991	3	6	1,5	TF	6	2

Tabella 3.21: dati vite utilizzata per fissaggio pannelli

La disposizione dei fori in pianta stabilita è riportata in Figura 3.34 con relative quote riportate in Tabella 3.22.

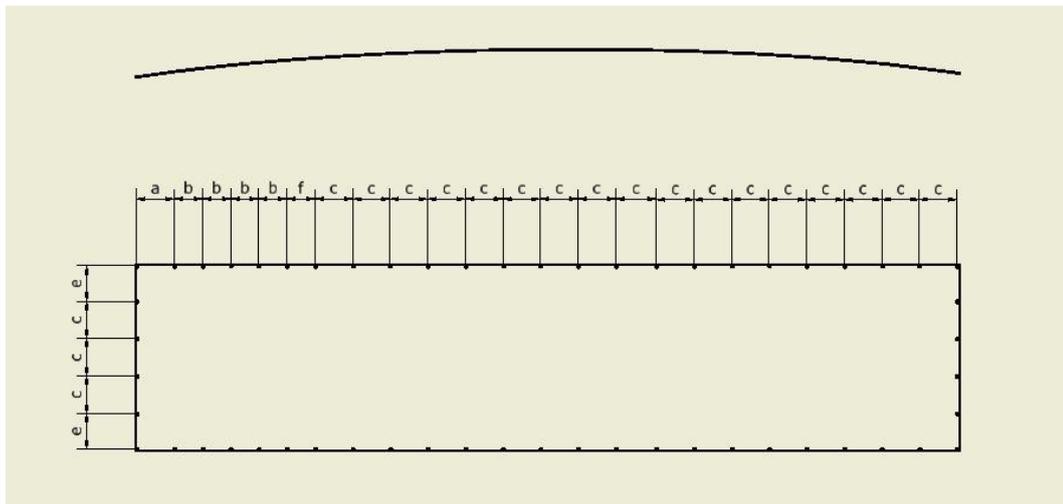


Figura 3.34: disposizione fori fissaggio sul pannello

In particolare, g rappresenta la distanza tra il centro del foro ed il bordo del pannello come indicato in Figura 3.35.

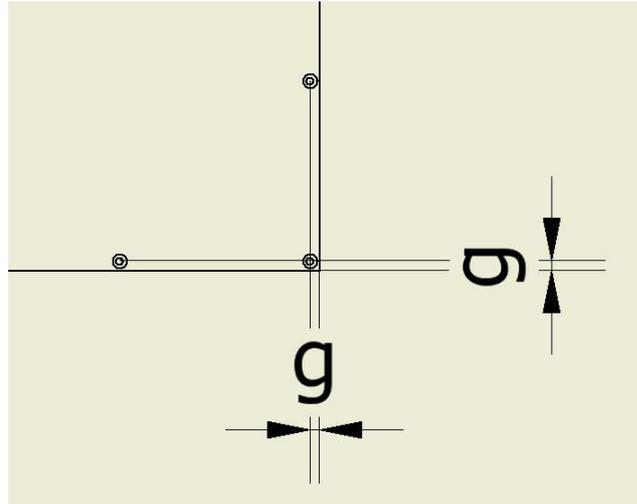


Figura 3.35: particolare: disposizione fori in prossimità dell'angolo del pannello

a [mm]	b [mm]	c [mm]	d [mm]	e [mm]	f [mm]	g [mm]
80	60	80	87	76	67	4

Tabella 3.22: quote relative alle disposizioni dei fori di fissaggio sul pannello

Si noti che si è cercato di mantenere la parte centrale in direzione del flusso sgombra dal momento che tale zona sarà oggetto di misurazioni.

Al fine di meglio interpretare i valori di sforzo locali elevati che si ottengono in presenza di discontinuità nel modello, si effettua un controllo della mesh locale in tali zone infittendo i valori della griglia (Figura 3.36).

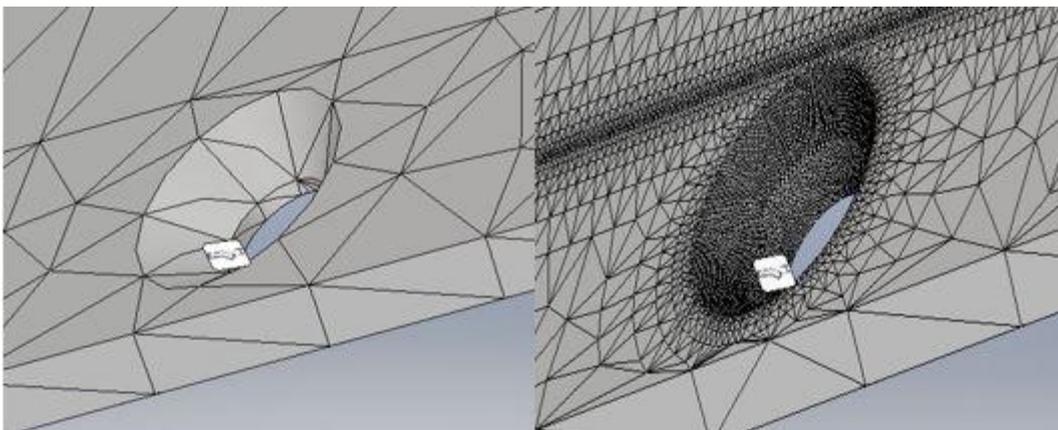


Figura 3.36: affinamento della mesh in prossimità dei fori

In questa maniera, seppur l'analisi fornisce dei valori di sforzo che farebbero pensare ad un fallimento della prova statica, è possibile verificare che tali picchi avvengono in corrispondenza degli spigoli sul bordo del foro e sono concentrati nei punti di intersezione della griglia, ossia i nodi.

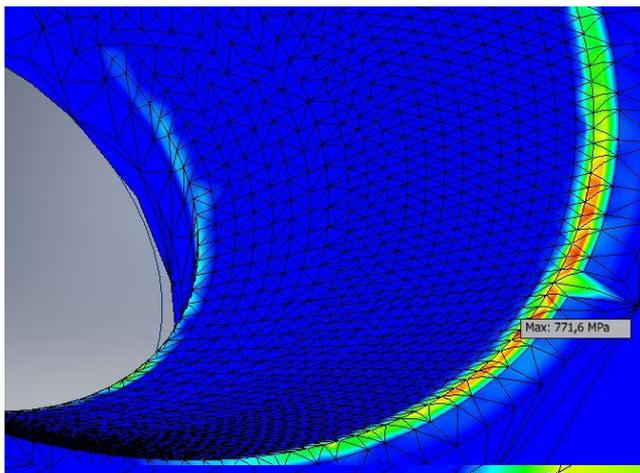


Figura 3.37: sforzo massimo sul bordo del foro

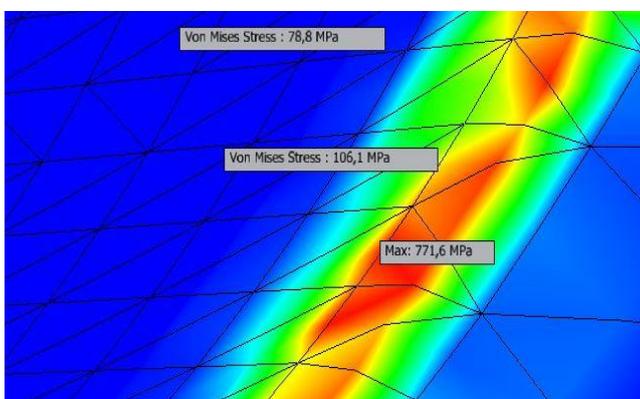


Figura 3.38: gradiente sforzi in prossimità del bordo del foro

In particolare, più la mesh si infittisce e più cresce il valore di sforzo puntuale; sondando gli sforzi nell'intorno di quei punti è possibile notare come i valori calino portandosi ad una piccola distanza da essi (figura 3.37 e Figura 3.38).

Tale fatto ci permette di intuire come un così elevato gradiente sulla misurazione sia legato alla configurazione della griglia e non al fenomeno fisico. Creando invece una mesh sempre più lasca il valore del picco cala poiché il risultato tende sempre più ad una media sull'elemento finito. In seguito

a tali considerazioni, necessarie quando ci si appropria ad un metodo fem, si afferma che la giunzione soddisfa la resistenza statica.

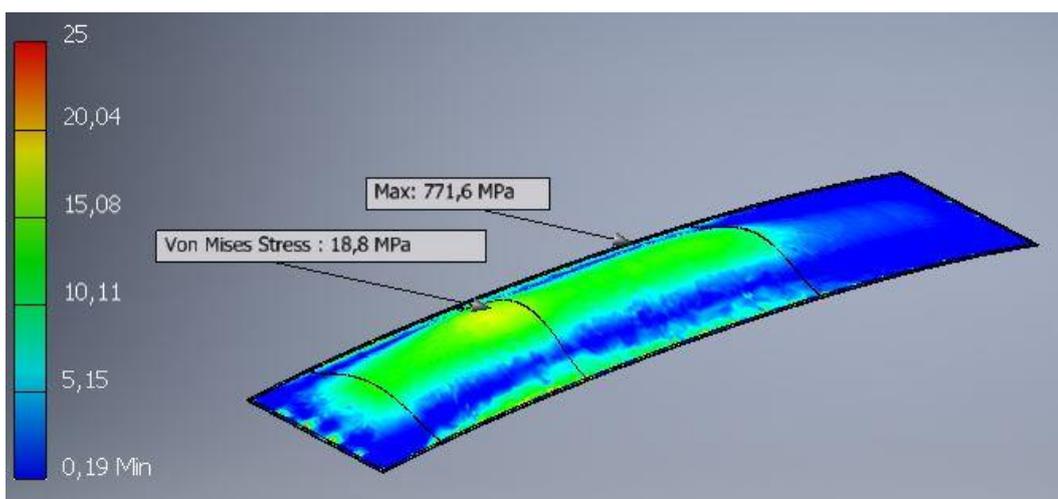


Figura 3.39: sforzi pannello curvo, vincoli discreti

In conclusione, la verifica statica sul pannello associata agli sforzi calcolati (Figura 3.39) risulta in buon grado soddisfatta. Si ricorda che la verifica è stata svolta considerando la condizione di massimo carico nella condizione di profilo ad incidenza pari ad 8 gradi, con distribuzione di pressione ricavata con metodi a potenziale, perciò chiaramente sovrastimati. Si può affermare senza dubbio che le condizioni operative dei test in galleria indurranno sull'ala carichi decisamente inferiori, di conseguenza la deformazione effettiva che affligge i pannelli risulterà minore rispetto al valore individuato in questa fase.

Tuttavia, si è interessati alla riduzione della deformazione massima sul pannello evidenziata in Figura 3.40 che risulta ancora non trascurabile, dal momento che essa provoca indubbiamente delle variazioni dirette sulle prestazioni aerodinamiche.

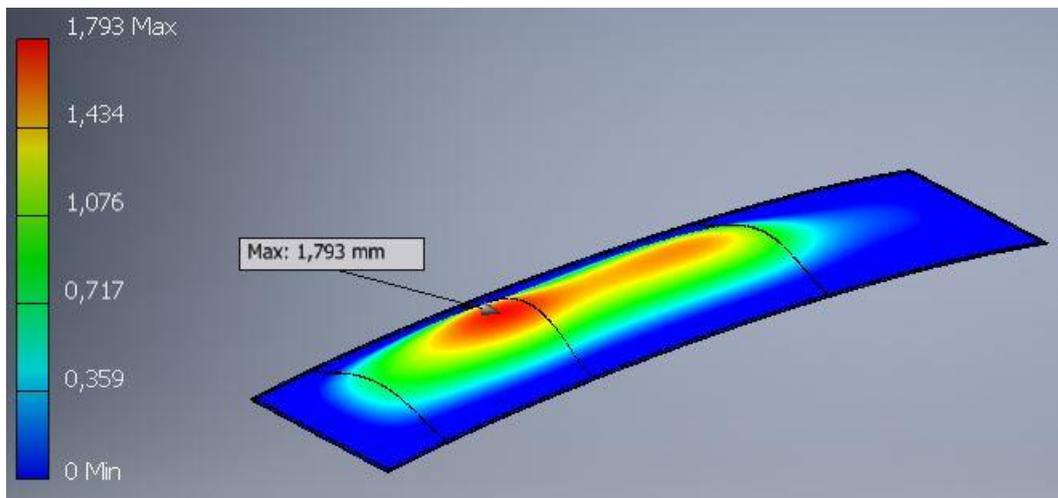


Figura 3.40: deformazioni pannello curvo, vincoli discreti

3.3.3 CORRENTI

Al fine di ridurre le deformazioni del pannello, si introducono degli elementi strutturali tali da incrementare il momento di inerzia sulla sezione trasversale e quindi la rigidezza longitudinale; questi elementi corrispondono a dei correnti la cui apertura si estende nella direzione parallela a quella dell'asse longitudinale dell'ala. In questa fase di analisi si utilizza il modello di pannello curvo con vincoli continui, dal momento che nella fase precedente è emerso che l'introduzione dei vincoli discreti scelti non provoca grande variazione nei valori di deformazioni massime sul pannello.

Sebbene possa risultare intuitiva la scelta di elementi irrigidenti con apertura perpendicolare alla dimensione maggiore del pannello, si può giustificare tale fatto servendosi di un'analisi in frequenza della struttura da interpretarsi come strumento di supporto all'analisi statica. Tale analisi fornisce informazioni sulla rigidezza della struttura quando sottoposta a carichi statici evidenziando le direzioni rispetto alle quali essa risulta più debole, ossia quelle rispetto alle quali l'elemento si deforma per i modi associati alle frequenza naturali più basse. Svolgendo così un calcolo di analisi modale è possibile individuare i modi propri del pannello vincolato (Figura 3.41).

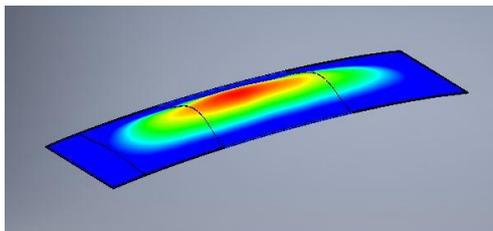


Figura 3.41(a) - Modo 1, $f = 142$ Hz

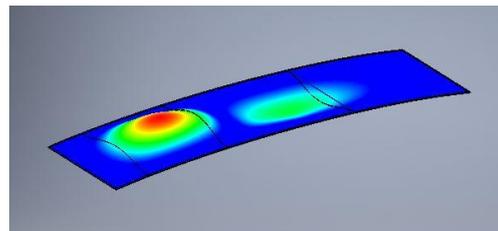


Figura 3.41(b) - Modo 2, $f = 148$ Hz

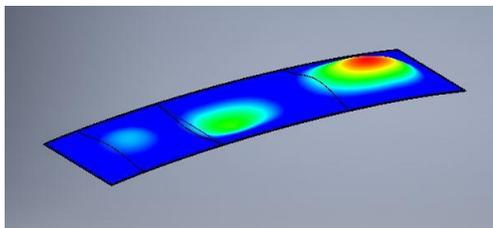


Figura 3.41(c) - Modo 3, $f = 172$ Hz

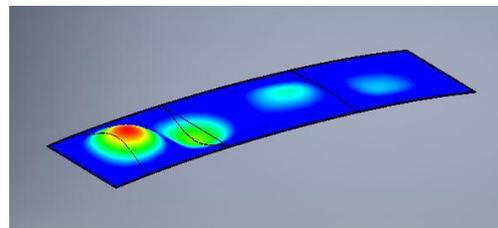


Figura 3.41(d) - Modo 4, $f = 187$ Hz

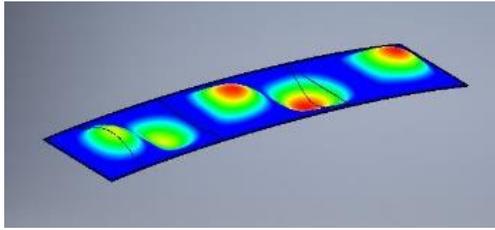


Figura 3.41(e) - Modo 5, $f = 241$ Hz

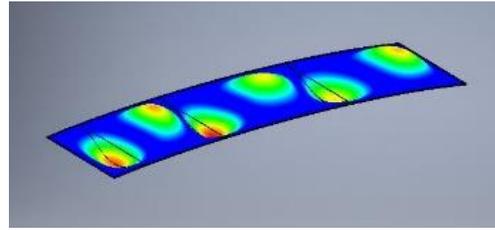


Figura 3.41(f) - Modo 6, $f = 248$ Hz

Figura 3.41: modi propri di vibrare pannello

L'obiettivo è quello di incrementare la rigidità della struttura ossia smorzare i modi a frequenza più bassa. In particolare, osservando la deformata associata al primo modo si deduce la necessità di agire allo scopo di irrigidire la zona centrale del pannello mentre l'osservazione del secondo modo permette di comprendere come sia necessario produrre tale irrigidimento in maniera maggiore nella parte anteriore.

Dopo aver analizzato diverse configurazioni possibili, se ne riportano due differenti alternative. In questa prima fase si considera come spessore del pannello il valore di 2 mm.

SOLUZIONE A

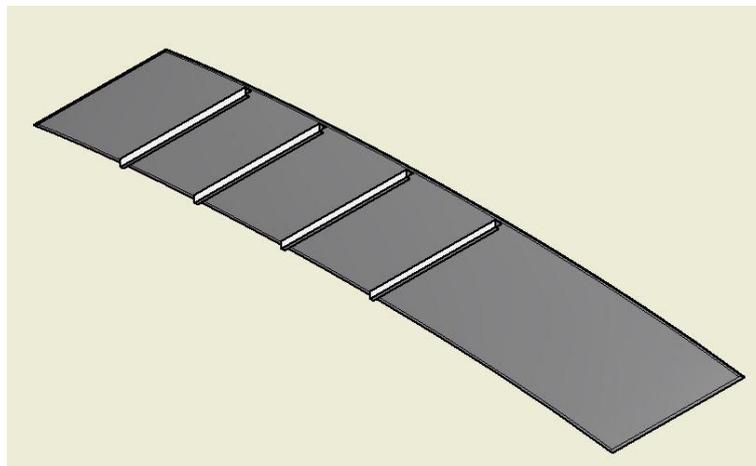


Figura 3.42: disposizione correnti, SOLUZIONE A

La configurazione rappresentata in Figura 3.42 prevede l'utilizzo di 4 correnti aventi apertura pari a 380 mm e sezione come riportato in Figura 3.43.

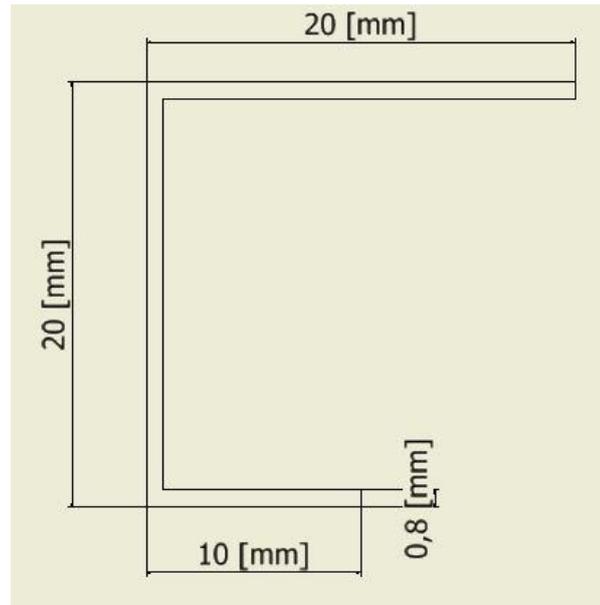


Figura 3.43: sezione trasversale corrente

In tale caso la disposizione ottima degli elementi irrigidenti individuata è quella riportata in Figura 3.44.

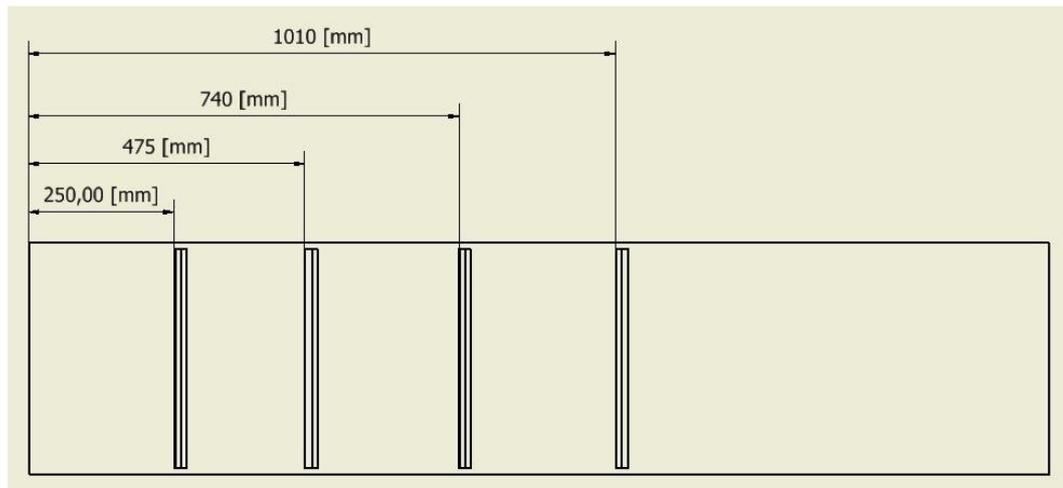


Figura 3.44: disposizione ottimale correnti

Si riportano in Figura 3.45 i risultati di deformazione associati a tale soluzione:

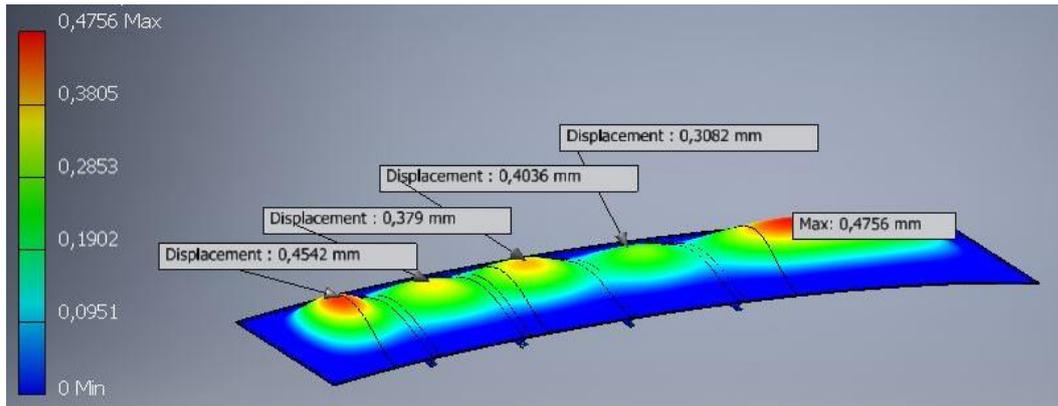


Figura 3.45: deformazioni pannello curvo, vincoli continui, correnti SOLUZIONE A

SOLUZIONE B

Tale configurazione prevede l'utilizzo di 4 correnti aventi medesima sezione di quelli introdotti per la soluzione A. Mantenendo invariata la posizione di incollaggio sul pannello, si varia invece l'orientazione dei correnti 2 e 4, ottenendo così una disposizione simmetrica come in Figura 3.46.

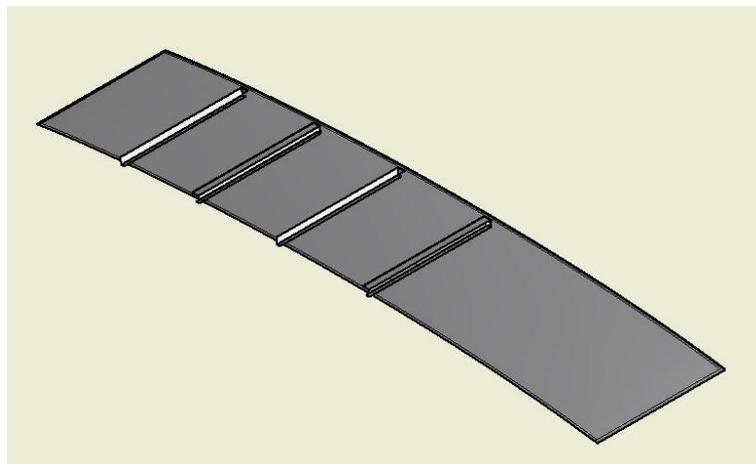


Figura 3.46: disposizione correnti, SOLUZIONE B

Si riportano i risultati di deformazione associati a tale soluzione in termini di deformazioni in Figura 3.47.

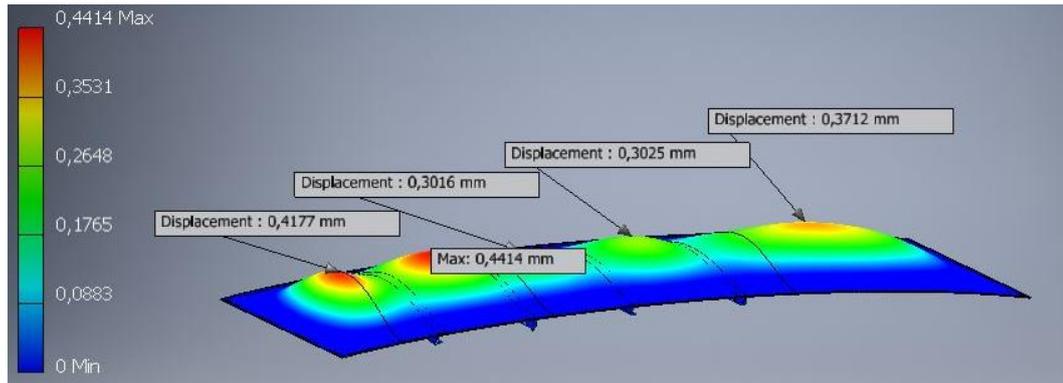


Figura 3.47: deformazioni pannello curvo, vincoli continui, correnti SOLUZIONE B

È possibile notare come in questa maniera il valore massimo di deformazione ricavato dall'analisi FEM sia passato da circa 1,72 mm a 0,44 mm, con una riduzione percentuale pari a circa il 75%.

SOLUZIONE B CON RIDUZIONE SPESSORE PANNELLO DA 2 mm AD 1,5 mm

Si procede ora al calcolo delle deformazioni risultanti (Figura 3.48) variando lo spessore del pannello e riducendolo di 0,5 mm con l'obiettivo di comprendere se tale riduzione possa rappresentare una valida soluzione costruttiva. In prima fase si ripete il calcolo ad elementi finiti assumendo la medesima configurazione considerata in precedenza per quanto riguarda la posizione dei correnti.

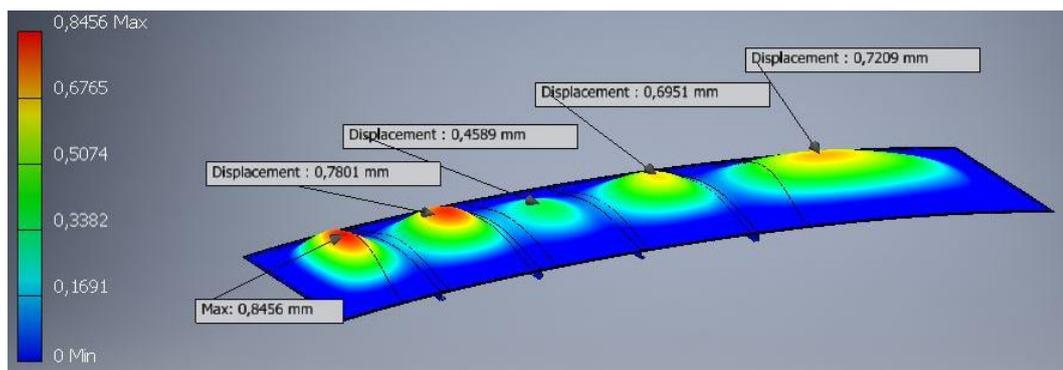


Figura 3.48: deformazioni pannello curvo, vincoli continui, correnti SOLUZIONE B, spessore pannello 1,5 mm

Avendo variato lo spessore del pannello tuttavia, a causa della curvatura che introduce una distribuzione di massa non simmetrica, la posizione ottimale dei correnti non corrisponde a quella ricavata in precedenza. Dopo una fase di ricerca

ottimale della configurazione che ne minimizzi la deformazione massima, si giunge alla soluzione di Figura 3.49.

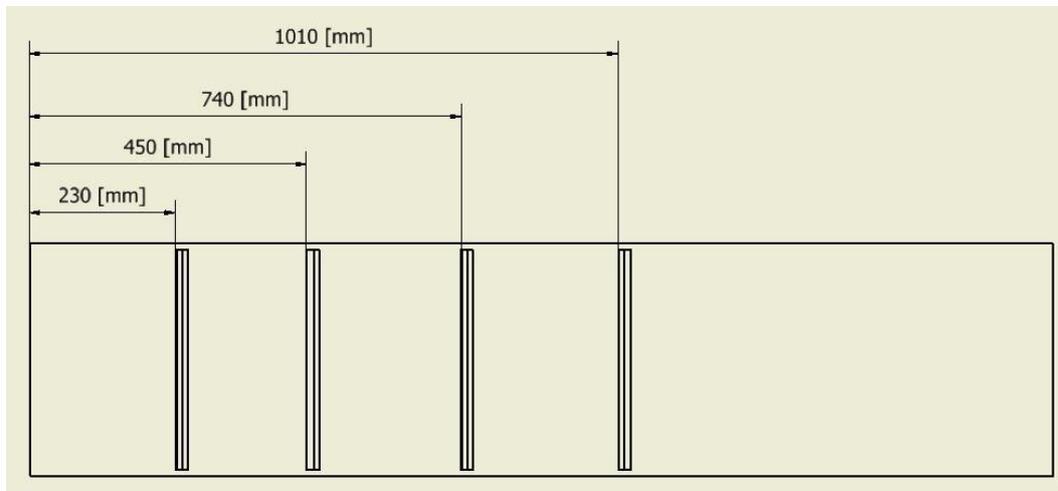


Figura 3.49: disposizione ottimale correnti per spessore pannello di 1,5 [mm]

Le deformazioni associate risultanti sono mostrate in Figura 3.50.

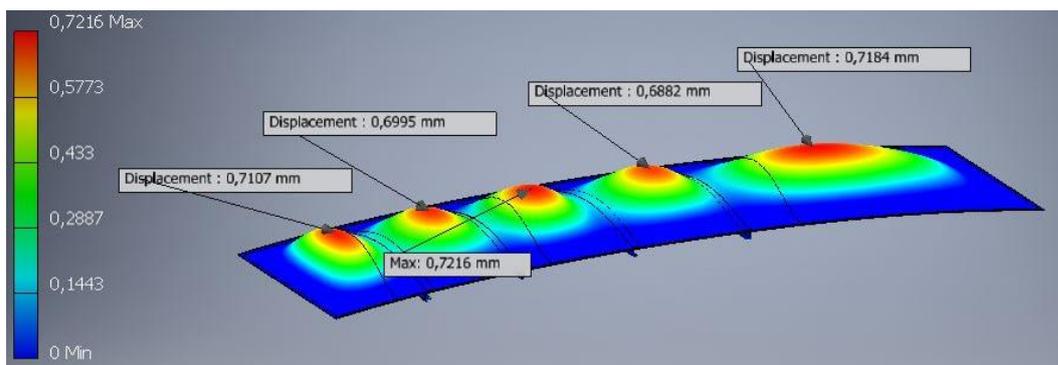


Figura 3.50: deformazioni pannello curvo, vincoli continui, correnti SOLUZIONE B OTTIMIZZATA per spessore pannello di 1,5 [mm]

In conclusione, si ritiene che i risultati prodotti in seguito alla riduzione di spessore dei pannelli garantiscano una buona soluzione associata a valori di sforzi e deformazioni accettabili. Inoltre, per quanto riguarda il fissaggio del pannello ai correnti, si mantiene la soluzione studiata in precedenza (Paragrafo 3.3.2) dal momento che la profondità dello svaso necessaria alla scomparsa della testa della vite risulta proprio pari ad 1,5 mm consentendo perciò il corretto alloggiamento di questa.

Capitolo IV

4 SENSORISTICA

In questo capitolo si presenta la sensoristica dedicata al modello su larga scala Loggetto del presente lavoro di tesi. Si introduce la tecnologia basata su fibra ottica con lo scopo di comprendere origini, funzionamento e vantaggi dei più recenti sistemi di misurazione, in particolare i sensori quasi-distribuiti a fibra ottica basati su reticolo di Bragg (FBG). Volendo effettuare diverse misurazioni sul modello, tra cui le forze agenti su questo, ci si dedica all'implementazione di un codice in ambiente Matlab che simuli una procedura di taratura virtuale, al fine di predisporre la fase reale di taratura sperimentale successiva. In particolare, al fine di progettare il design delle linee di misurazione, si analizza l'effetto della posizione e del numero dei sensori sulla propagazione dell'errore introdotto a fronte di componenti random limitate di errori sulle misurazioni.

4.1 SENSORI IN FIBRA OTTICA

In seguito all'invenzione della tecnologia laser avvenuta nel 1960, iniziò la ricerca di soluzioni sempre più innovative e pratiche che coinvolse il settore dell'optoelettronica. L'elemento che rese fin da subito chiaro il valore aggiunto della luce laser fu quello di intuirne la natura stessa; infatti, essa costituisce una sorgente di luce quasi-monocromatica, altamente collimata, coerente ed intensa attraverso la quale risulta possibile imprimere un'informazione, trasportarla e successivamente estrarla. Tuttavia, si sperimentò come la propagazione libera in atmosfera non permettesse di traghettare l'informazione a lunghe distanze a causa dell'elevata dispersione dovuta a molteplici ostacoli presenti nell'aria. Si pensò così di incanalare il fascio laser all'interno di un percorso 'protetto' al fine di ridurne il

decadimento, giungendo così alle prime fibre ottiche nei primi anni 60'. Esse erano costituite da sottili filamenti di vetro a base di silicio caratterizzate da un'attenuazione tuttavia ancora troppo elevata (circa 250 dB km^{-1}), soprattutto se pensate per campi di applicazione inerenti a telecomunicazioni. Studi successivi crearono fibre sempre più efficienti, in particolare, fu importante il lavoro svolto nel 1966 da Kao, Hockam (Regno Unito) e Werts (Francia) che dimostrò come l'attenuazione del segnale nella fibra fosse fortemente legata alle impurità presenti in questa come la presenza di ioni di metalli pesanti.[8] Grazie a questa intuizione fu possibile ottenere delle prime fibre molto più efficienti con indici di attenuazione al di sotto dei 20 dB km^{-1} attorno agli anni '70, giungendo attualmente a valori di circa $0,15 \text{ dB km}^{-1}$, vicini al valore teorico limite imposto dalla diffusione di Rayleigh.

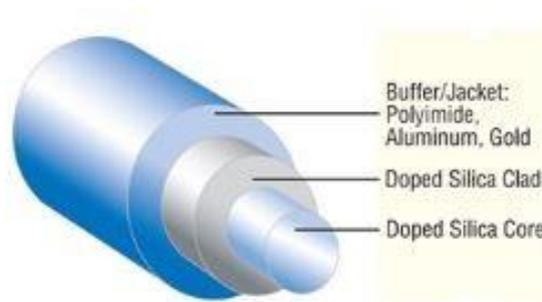


Figura 4.1: struttura di una fibra ottica

In Figura 4.1 si riporta la struttura generale della fibra ottica. Le attuali fibre presentano i seguenti spessori per i diversi strati concentrici:

-rivestimento protettivo (buffer/jacket): $250\text{-}900 \mu\text{m}$

-rivestimento (cladding): $125 \mu\text{m}$

-nucleo (core): $9\text{-}62,5 \mu\text{m}$

Dopo le prime fasi in cui le fibre ottiche trovarono forte interesse di sviluppo nel campo delle telecomunicazioni, si avviarono ricerche al fine di sfruttarne il potenziale anche nel campo delle misurazioni. In questa direzione non ci si concentrò tanto sull'abbattimento dell'attenuazione del segnale ma altri parametri furono di maggior interesse. Divenendo sempre più chiaro che la diffusione della luce all'interno della fibra fosse connessa a diverse perturbazioni esterne della fibra

stessa, si intuì la possibilità di sviluppare sensori passivi, flessibili e di facile installazione. Un primo esempio di sensore a fibra fu quello atto a misurare la temperatura nominato 'break point'. Esso sfruttando una tecnica semplice con l'uso di due strisce bimetalliche sensibili alla temperatura, permetteva di regolare l'allineamento delle estremità di due fibre. In base a quanto le fibre fossero disallineate il livello di luce al ricevitore variava permettendo così di ricavare la temperatura.

La rapida evoluzione che coinvolse le comunicazioni in fibra ottica generò anche l'esigenza di sviluppare strumenti diagnostici utili ad individuare eventuali mal funzionamenti, guasti ed in generale quelle zone che provocassero eventuali grosse perdite di segnale. Nacque così una sorta di radar ottico, il riflettometro ottico nel dominio del tempo (OTDR). Esso misurando la potenza retro-diffusa del segnale dovuta alla diffusione di Rayleigh ricostruisce la presenza di eventuali impurità o disomogeneità.[9] L'OTDR costituì perciò il primo sistema di misurazione distribuito in fibra ottica (DOFS),[10] permettendo di rilevare ogni tipo di perturbazione esterna della fibra. Sebbene la misurazione distribuita spazialmente non fosse la vera ragione della nascita di tale sistema, esso risultò fondamentale per lo sviluppo di sistemi dedicati. Successivamente diverse tipologie di DOFS trovarono sviluppo e applicazione, sfruttando differenti fenomeni fisici come la polarizzazione (riflettometro di polarizzazione ottica nel dominio del tempo POTDR).

Oltre ai sensori di misurazione distribuiti in fibra ottica DOFS, ci si occupò di implementare tecnologie che permettessero di effettuare misurazioni in punti specifici e non lungo tutta la fibra, ottenendo così sensori di misurazione quasi-distribuiti (QDOFS). In questa direzione fu importante la scoperta del 1978 riguardo alla fotosensibilità della fibra ottica.[11]

Essa costituisce un fenomeno ottico secondo il quale l'indice di rifrazione che caratterizza il materiale della fibra (ad esempio silicio drogato) può essere mutato in maniera permanente o semi-permanente grazie all'esposizione a luce ultravioletta UV permettendo la costruzione di strutture coerenti all'interno della fibra. Su questo principio è basato l'approccio che utilizza il reticolo di Bragg.

4.1.1 SENSORI FBG

Un sensore a fibra ottica basato su fibra di Bragg è composto da una fibra che presenta al suo interno una perturbazione periodica dell'indice di rifrazione formata grazie all'esposizione del proprio nucleo ad un intenso schema di interferenza ottica. La formazione di griglie permanenti nella fibra ottica fu dimostrata per la prima volta da Hill (e altri) nel 1978 presso il Canadian Communications Research Centre (CRC) ad Ottawa.[11] Essi osservarono come un reticolo ordinato a banda stretta fosse stato generato sull'intera lunghezza della fibra. Studi più dettagliati hanno mostrato come le caratteristiche del reticolo formato possano essere controllate modulando opportunamente le proprietà del raggio incidente.[12]

I meccanismi specifici del processo sono vari ed ancora in fase di piena comprensione e ricerca, tuttavia le metodologie attuali di induzione della fotosensibilità all'interno delle fibre sono affidabili e ben validate.

Inizialmente lo studio della rifrattività foto-indotta all'interno delle fibre fu solo di curiosità scientifica, ma successivamente divenne la base di tecnologie attualmente ampiamente utilizzate nel campo delle telecomunicazioni e misurazioni. Al momento i sistemi FBG stanno trovando buon impiego in diversi settori, dal monitoraggio al controllo dei segnali nelle più moderne reti di telecomunicazione.

PRINCIPIO DELLA FOTOSENSIBILITÀ E SCRITTURA DEL RETICOLO

Il principio fisico della fotosensibilità nella fibra ottica è stato osservato per la prima volta in seguito ad un esperimento nel quale un fascio laser a ioni di argon fu lanciato all'interno di un tratto di fibra ottica monomodale lungo il proprio asse. Si verificò come col trascorrere del tempo la luce riflessa verso la sorgente aumentasse. Tale fatto è spiegato dal fenomeno non lineare denominato 'fotosensibilità' che si basa sul concetto secondo il quale la luce coerente immessa interagisce con una piccola dose di luce riflessa dall'estremità della fibra scrivendo un reticolo all'interno della stessa che via via aumenta fino a saturare (vicino al 100%) ed incrementando l'intensità della luce riflessa. Tuttavia, fibre con reticoli formati in questa maniera funzionano solo a lunghezze d'onda vicine a quella della luce di scrittura. Tale limitazione fu superata in seguito grazie ad un esperimento di Meltz il quale riconobbe dal lavoro di Lam e Garside che il processo di scrittura

della griglia attraverso la fotosensibilità potesse essere reso più efficiente e controllabile. [13]

Durante l'esperimento la fibra venne irradiata trasversalmente con due fasci intersecanti tra loro di luce ultravioletta, la cui luce presenta una lunghezza d'onda di 244 [nm] corrispondente a metà di quella del laser blu a ioni di argon utilizzato in precedenza. (Figura 4.2)

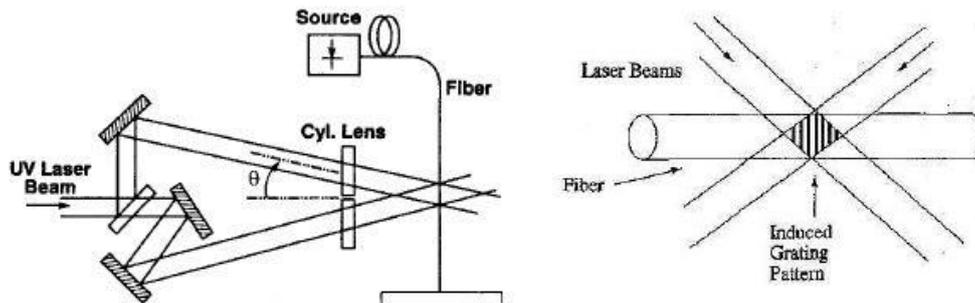


Figura 4.2: raggi UV incidenti per il processo di scrittura del reticolo

Intersecando i due fasci UV e sfruttando la loro interazione si generò un modello di interferenza periodica che impresso un corrispondente reticolo periodico nel nucleo della fibra. Questa tecnica prende il nome di 'olografica trasversale' ed è realizzabile grazie alla trasparenza del rivestimento ed all'elevato assorbimento della fibra rispetto alla luce UV.

La tecnica olografica ha il grande vantaggio di consentire la modulazione del periodo del reticolo foto-indotto sulla fibra variando l'angolazione tra i due fasci di luce ultravioletta coerenti che interferiscono. In questa maniera è stato possibile ottenere fibre in grado di operare a lunghezze d'onda differenti da quella della luce UV utilizzata per generare il reticolo.

Attualmente le tecniche di scrittura interna e successivamente olografica sono state sostituite dalla tecnica di maschera di fase. (Figura 4.3)

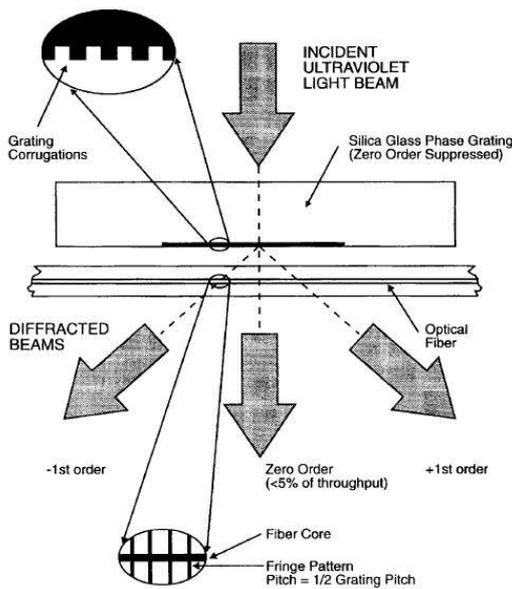


Figura 4.3: scrittura reticolo con maschera di fase

La maschera di fase è composta tipicamente da una lastra sottile in vetro di silice trasparente alla luce ultravioletta sulla quale viene inciso uno schema in rilievo periodico che riproduce nel profilo un'onda quadra, sfruttando la fotolitografia. La luce UV incidendo perpendicolarmente alla maschera, viene in prossimità dei rilievi suddivisa in tre principali fasci, ordine -1,0 e +1. Il design della maschera è tale da indurre e

sopprimere il fascio di ordine 0 a forti attenuazioni, attraverso l'opportuna regolazione della profondità delle ondulazioni nella maschera. I fasci luminosi di ordine ± 1 interagiscono tra loro producendo nella fibra un reticolo periodico, in analogia al processo base dell'olografia trasversale sperimentata da Meltz.[13] Il periodo della griglia foto-impresa risulta essere la metà del periodo del reticolo sulla maschera, risultando perciò indipendente dalla lunghezza d'onda del raggio di luce utilizzato.

Altra possibile tecnica di scrittura attuale è il metodo 'point-by-point' [14] (Figura 4.4), dove ciascuna perturbazione nella fibra dell'indice di rifrazione viene scritta punto per punto. Risulta intuitivo come nel caso di reticolo a molti punti tale tecnica risulti poco efficiente.

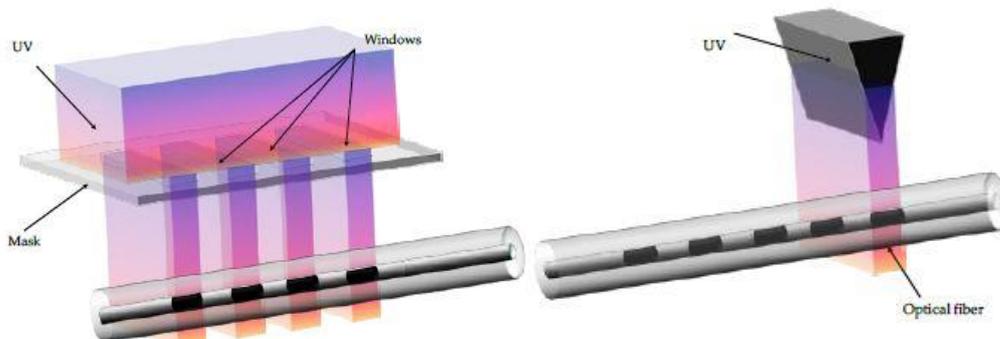


Figura 4.4: confronto scrittura reticolo con maschera di fase e point-by-point

PRINCIPIO DI FUNZIONAMENTO E LEGAME FOTO-TERMO-ELASTICO

Il reticolo generato all'interno del core della fibra costituisce una variazione periodica (e molto piccola) dell'indice di rifrazione del materiale. Quando tale variazione ha andamento sinusoidale lungo l'asse della fibra si parla di reticolo di Bragg. Esso nel caso di fibra monomodale possiede uno spettro di riflessione pari alla trasformata di Fourier della variazione lungo l'asse dell'indice di rifrazione, perciò maggiore è il numero di periodi sinusoidali contenuti nella lunghezza del reticolo, più stretto è il corrispondente picco dello spettro riflessione. In altre parole, il reticolo di Bragg si comporta da filtro e permette di estrarre il segnale (segnale riflesso) avente una lunghezza d'onda specifica, definita lunghezza d'onda di Bragg (λ_B). (Figura 4.5)

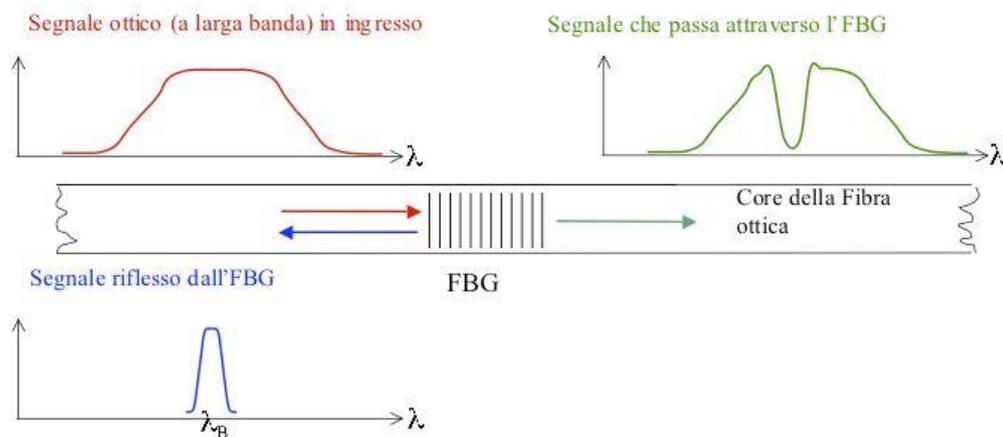


Figura 4.5: principio di funzionamento reticolo di Bragg

Nel campo di applicazione della sensoristica, si sfrutta il fatto che perturbazioni esterne (deformazione, temperatura) provochino una modifica nel pattern del reticolo dilatandolo o comprimendolo. L'effetto che si ottiene è una modifica diretta sulla lunghezza d'onda di Bragg λ_B con conseguente variazione del segnale riflesso. (Figura 4.6)

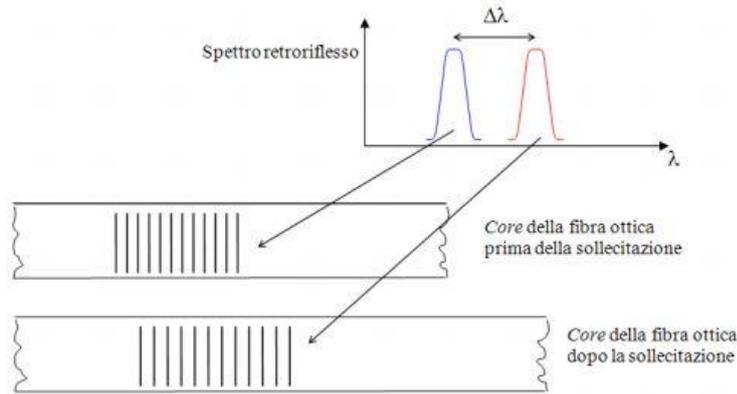


Figura 4.6: effetto deformazione del reticolo di Bragg sul segnale riflesso

In particolare, la relazione che lega il passo del reticolo (Λ) con la lunghezza d'onda di Bragg (λ_B) è la seguente:

$$\lambda_B = 2 n_{eff} \Lambda$$

Tale relazione descrive il principio fisico mostrato in Figura 4.7, determina una variazione della lunghezza d'onda di Bragg in funzione delle variazioni fisiche (indice di rifrazione del materiale n_{eff}) o meccaniche del reticolo (Λ), che sono associate a deformazioni esterne o all'effetto della temperatura. Inoltre, anche la lunghezza del reticolo in termini di numeri di discontinuità gioca un importante ruolo sulla frequenza di Bragg risultante.

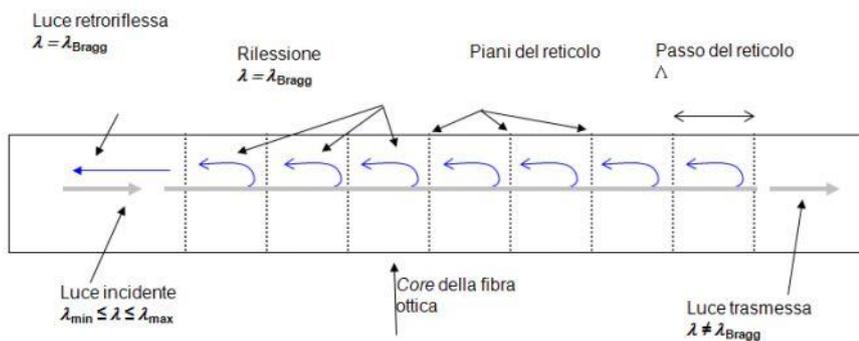


Figura 4.7: riflessione lungo il reticolo di Bragg

Riguardo la spaziatura tra le frange del reticolo esistono due possibili soluzioni. La prima configurazione prevede l'utilizzo di un pattern equispaziato, ottenendo uno spettro di riflessione stretto e centrato sulla sola lunghezza d'onda di Bragg. La seconda alternativa sostituisce al reticolo periodico equispaziato uno schema non

uniforme monotono, permettendo la riflessione delle luce a differenti lunghezze d'onda e generando così uno spettro di riflessione ben più ampio. Questa configurazione prende il nome di reticolo 'chirped'.

Il legame che sussiste tra la variazione di lunghezza d'onda centrale $\Delta\lambda_B$ indotta dalle variazioni di n_{eff} e Λ associate ad una modifica di temperatura (T) e deformazione assiale (ε_1) può essere espresso attraverso una relazione approssimata derivante dalla differenziazione della definizione di λ_B . Esso prende il nome di *legame foto-termo-elastico*.

$$\Delta\lambda_B = \lambda_B(1 - p_e)\varepsilon_1 + \lambda_B(\alpha + \zeta)\Delta T$$

Dove:

- Coefficiente termo-ottico

$$\zeta = \frac{1}{n_{eff}} \frac{dn}{dt}$$

- Costante foto-elastica

$$p_e = \frac{n^2}{2} (p_{12} - \nu(p_{11} + p_{12}))$$

con ν il coefficiente di Poisson del materiale della fibra ottica, α il coefficiente di espansione termica e p_{11}, p_{12} i coefficienti di Pockel del tensore opto-elastico.

In forma compatta il legame foto-termo-elastico può essere riscritto al fine di evidenziarne la dipendenza proporzionale da temperatura e deformazione come:

$$\boxed{\Delta\lambda_B = K_\varepsilon \varepsilon + K_T \Delta T}$$

Dove K_ε, K_T rappresentano rispettivamente il coefficiente di proporzionalità rispetto a deformazione e temperatura.

Lungo una singola fibra è possibile inserire più reticoli di Bragg in serie (multiplazione), ottenendo così un sistema di misurazione quasi-distribuito in grado di rilevare simultaneamente deformazione e temperatura, a patto che i contributi associati ai due effetti siano distinguibili dal sistema di controllo. Chiaramente

maggiore è il numero di reticoli nella fibra e più sarà complesso per il sistema di acquisizione dati attuare un'elaborazione efficace dei singoli segnali riflessi.

VANTAGGI DEI SENSORI FBG

I sensori in fibra ottica, in particolare i sensori FBG, presentano alcuni punti di forza rispetto ai tradizionali sistemi di misurazione.

- I sensori FBG hanno dimensioni ridotte, trasversalmente sono quasi puntuali e longitudinalmente misurano pochi [mm]. Un corrispondente estensimetro presenterebbe dimensioni maggiori.
- Immunità ad interferenze elettromagnetiche
- Capacità di trasmettere informazioni ad alta velocità
- Possibilità di moltiplicare inserendo più punti di misurazione su ciascuna fibra e possibilità di creare una rete di sensori.
- Elevata sensibilità
- Bassa attenuazione del segnale
- Elevata stabilità che non costringe a frequenti calibrazioni a causa dell'assenza di derivate temporali nelle leggi dello strumento, a differenza dei tradizionali strumenti elettronici.
- Aspettativa di vita, stimata a livello teorico attorno ai 30 anni.
- Immunità a radiazioni nucleari.
- Alta resistenza a corrosione e a condizioni ambientali non favorevoli.
- Elevata banda del segnale trasmesso associata ad una possibilità notevole di trasmettere molte informazioni.

4.2 SVILUPPO DI UNA METODOLOGIA DI TARATURA PER LA MISURA DELLE FORZE

In questa fase si vuole sviluppare un metodo che permetta di risalire alla distribuzione dei carichi una volta note le letture dei sensori. In particolare, sfruttando le caratteristiche dei sensori a fibra ottica, che permettono la moltiplicazione effettuando più misurazioni lungo una singola linea, si progetta un opportuno sistema di monitoraggio che fornisca i valori delle deformazioni longitudinali in una serie di punti. L'obiettivo è quello di ottenere una sorta di 'matrice di trasferimento' tra carichi e deformazioni, dalla cui inversione diviene possibile risalire al sistema di forze. Tuttavia, tale inversione non costituisce un problema banale dal momento che la matrice potrebbe risultare non quadrata e perciò non invertibile essendo questo un caso di problema sovradeterminato. Sarà perciò necessario ricorrere a metodi numerici per risolvere il problema. Inoltre, una semplificazione della struttura del modello sarà indispensabile, prestando attenzione a mantenere una buona coerenza con il comportamento del modello reale.

Al fine di validare l'effettiva bontà del metodo nella stima del sistema di carichi si effettua un'indagine statistica introducendo degli errori casuali sulle misurazioni simulate di deformazione per comprendere ordini di grandezza e comportamenti dei residui.

Tutto ciò vuole costituire uno studio preliminare e simulato di ciò che si effettuerà nella pratica durante la fase sperimentale, nella quale sarà possibile impostare in maniera più precisa eventuali parametri correttivi, attraverso una fase di taratura nella quale verrà applicata la medesima procedura, utilizzata in precedenza solo a livello teorico, al modello sfruttando una serie di configurazioni di forze note e le effettive letture dei trasduttori. Inoltre, sarà necessario il design di un opportuno sistema di compensazione della temperatura, fenomeno a cui i sensori FBG risultano essere sensibili.

4.2.1 FLESSIONE SEMPLICE

Per quanto riguarda la comprensione della metodologia adottata, ci si riferisce in questa fase al caso semplificato di longherone singolo, in particolare considerando il principale.

Il codice sviluppato in ambiente Matlab, in prima fase permette il calcolo delle azioni interne di taglio e momento flettente lungo l'asse della trave per ciascun carico concentrato applicato in un dato punto. Uno degli input al codice deve perciò essere un vettore contenente le posizioni dei punti di applicazione delle forze concentrate, che nel caso in esame può risultare conveniente fissare come la posizione delle centine lungo la direzione x dal momento che i carichi entrano nel longherone tramite esse.

Il sistema di riferimento adottato prevede una terna destrorsa avente asse x coincidente con l'asse del longherone e asse z verticale che punta verso il soffitto della camera di prova. Di conseguenza la direzione y è definita allineata ed opposta a quella del vento in galleria per angolo di incidenza del modello nullo. Tale sistema di assi è solidale al longherone perciò in presenza di rotazione del modello anch'esso subirà la medesima trasformazione. Il sistema dei carichi è assunto come un insieme di forze e momenti concentrati, dal momento che anche nel modello reale essi si immettono sui longheroni attraverso le centine, il cui spessore risulta trascurabile rispetto alla lunghezza della trave.

Il codice fornisce i risultati delle azioni interne per ciascun singolo carico in funzione della geometria del longherone e dei vincoli a terra, generando funzioni continue lungo x per taglio, momento flettente ed eventuale momento torcente. A questo punto l'idea è di valutare la deformazione longitudinale lungo x associata al singolo carico in un set di punti che rappresentano la posizione dei sensori FBG, che costituisce un altro input da fornire al codice. La scelta di mantenere come grado di libertà oltre alla posizione dei sensori il loro numero deriva dal fatto che si è interessati a comprendere il comportamento dell'errore commesso nella risoluzione del problema inverso, e come questo eventualmente si riduca variando il numero di sensori utilizzati.

Si consideri per semplicità l'applicazione di un set di carichi lungo la sola direzione verticale z (Figura 4.8).

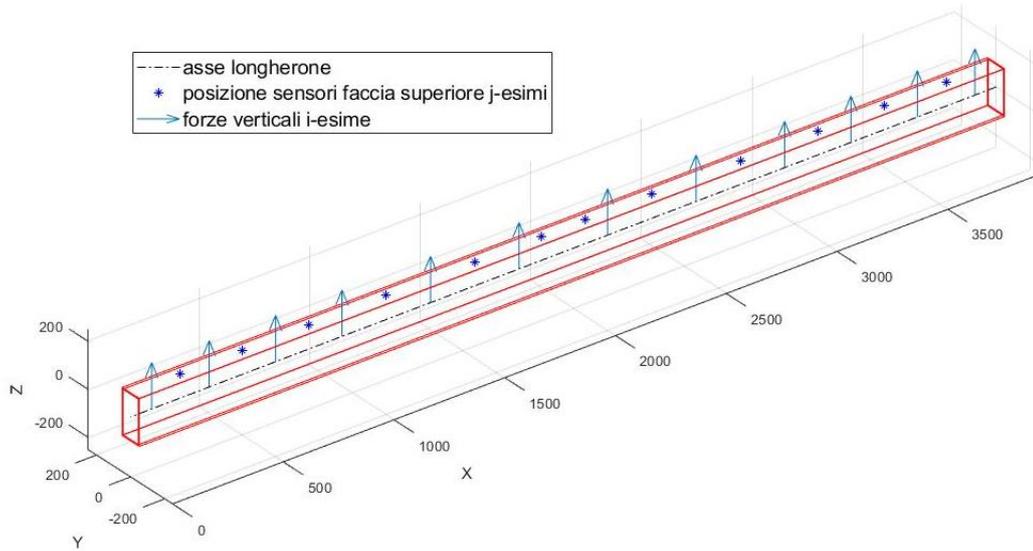


Figura 4.8: modello schematico dei carichi verticali e relativi sensori installati sulla faccia superiore

La deformazione longitudinale in direzione x associata al carico *i*-esimo sul punto *j*-esimo può essere semplicemente calcolata a partire dalla flessione come in (4.1).

$$\varepsilon_{ij} = M_{fy,ij} \frac{z_j}{J_y E} \quad (4.1)$$

Dove $M_{fy,ij}$, z_i , J_y , E rappresentano rispettivamente il momento flettente rispetto all'asse y dovuto al carico *i*-esimo sul nodo *j*-esimo, la distanza lungo la direzione z dall'asse della trave del nodo *j*-esimo (Figura 4.9), il momento di inerzia rispetto all'asse y ed il modulo di elasticità longitudinale di Young del materiale. Ripetendo la procedura per tutti i carichi *i*-esimi si giunge ad un sistema, per ciascun carico *i*-esimo, del tipo (4.2).

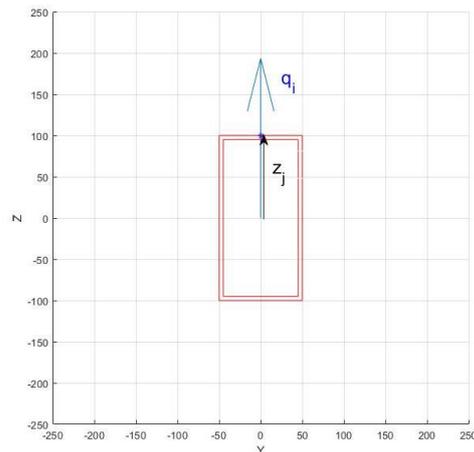


Figura 4.9: sezione longherone nel piano y-z, posizione sensore *j*-esimo sulla faccia superiore

$$[\varepsilon_{i,1}, \varepsilon_{i,2}, \dots, \varepsilon_{i,Nsensori}] = [A_{i,1}, A_{i,2}, \dots, A_{i,Nsensori}] q_i \quad (4.2)$$

Supponendo ora la linearità del problema è possibile sfruttare il principio di sovrapposizione degli effetti per cui si calcola la deformazione totale nella posizione del sensore j -esima (4.3).

$$\varepsilon_j = \sum_i \varepsilon_{i,j} = \sum_i A_{i,j} q_i \quad (4.3)$$

Considerando l'applicazione di carichi di intensità unitaria, il generico elemento della matrice dei coefficienti $A_{i,j}$ risulta coincidere con la deformazione ε_j associata al carico unitario nello i -esimo punto. In questa maniera è possibile assemblare l'intera matrice dei coefficienti (4.4).

$$A_{i,j} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \dots & \varepsilon_{iNsensori} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \varepsilon_{iNcarichi} & \dots & \varepsilon_{Ncarichi,Nsensori} \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Estendendo l'equazione (4.3) a tutti i punti di misurazione j -esimi ed espandendola in forma matriciale (4.5) è possibile rendere più chiara la forma e le dimensioni del sistema lineare completo:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \vdots \\ \varepsilon_{Nsensori} \end{bmatrix} = [A_{i,j}]^T \begin{bmatrix} q_1 \\ \vdots \\ q_{Ncarichi} \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

L'idea della procedura è che a questo punto, sia possibile fare il ragionamento inverso. In particolare, nel caso pratico si assume come termine di input noto la misura delle deformazioni, ossia il vettore ε_j . Sfruttando la relazione (4.5) ed invertendo la matrice dei coefficienti si risale così al vettore dei carichi q_i che rappresenta l'incognita del problema ottenendo la (4.6).

$$q_i = [A_{i,j}]^{-T} \varepsilon_i \quad (4.6)$$

Chiaramente affinché il problema risulti risolvibile non dovrà rappresentare un caso di sistema sotto-determinato, cioè situazione nella quale il numero di righe della matrice dei coefficienti risulta minore del numero di colonne. Affermiamo perciò che condizione necessaria alla risoluzione del sistema (4.5) è che il numero di righe di $[A_{i,j}]^T$ sia maggiore o uguale del numero di colonne; ciò si traduce nella necessità di effettuare un numero di misurazioni almeno pari o superiore al numero dei

carichi. Nel caso in cui si ottengono più misurazioni rispetto al numero dei carichi si parla di sistema sovradeterminato, la cui risoluzione esatta, cioè caso in cui il residuo sia nullo, è possibile se e solo se il vettore dei termini noti ε_j appartiene al sottospazio vettoriale generato dai vettori colonna della matrice dei coefficienti $[A_{i,j}]^T$. In caso contrario risulta possibile identificare una possibile soluzione nel senso dei minimi quadrati, ossia si va alla ricerca di quella soluzione tale per cui si valuta il vettore incognito q_i come quel vettore che minimizzi lo scarto quadratico rispetto al vettore dei termini noti ε_j , come in (4.7).

$$\min_{q_i \in \mathbb{C}^{N_{carichi}}} \left\| \varepsilon_j - [A_{i,j}]^T q_i \right\|_2^2 \quad (4.7)$$

Avendo a che fare con matrici non necessariamente quadrate, l'inversione della matrice A viene calcolata sfruttando la pseudo-inversa di Moore-Penrose.

La pseudo-inversa di Moore-Penrose è una matrice che può sostituire parzialmente l'inversa nei casi in cui essa non esiste. Questa matrice viene spesso utilizzata per risolvere un sistema di equazioni lineari quando il sistema non ha una soluzione unica o ha molte soluzioni.

Per qualsiasi matrice A, la pseudoinversa B esiste, è univoca e ha le stesse dimensioni di un A^T . Se A è quadrata e non singolare, allora essa è semplicemente un modo costoso per calcolarne l'inversa. Il calcolo della pseudo-inversa sfrutta la decomposizione svd (single value decomposition) della matrice A.

4.2.2 CARICHI COMBINATI SUI LONGHERONI

LONGHERONE POSTERIORE

Il longherone posteriore, che definiamo anche come longherone principale, è assimilabile ad una trave appoggiata, le cui estremità risultano inoltre libere alla rotazione torsionale a causa della presenza dei cuscinetti che lo collegano a terra. (Paragrafo 3.2.2.1) In conseguenza di ciò le azioni interne non nulle saranno costituite da taglio e momento flettente agenti lungo le direzioni y , z . Il sistema dei carichi test agenti in corrispondenza di ciascuna centina è perciò composto da una forza in direzione z e da una forza in direzione y (Figura 4.10).

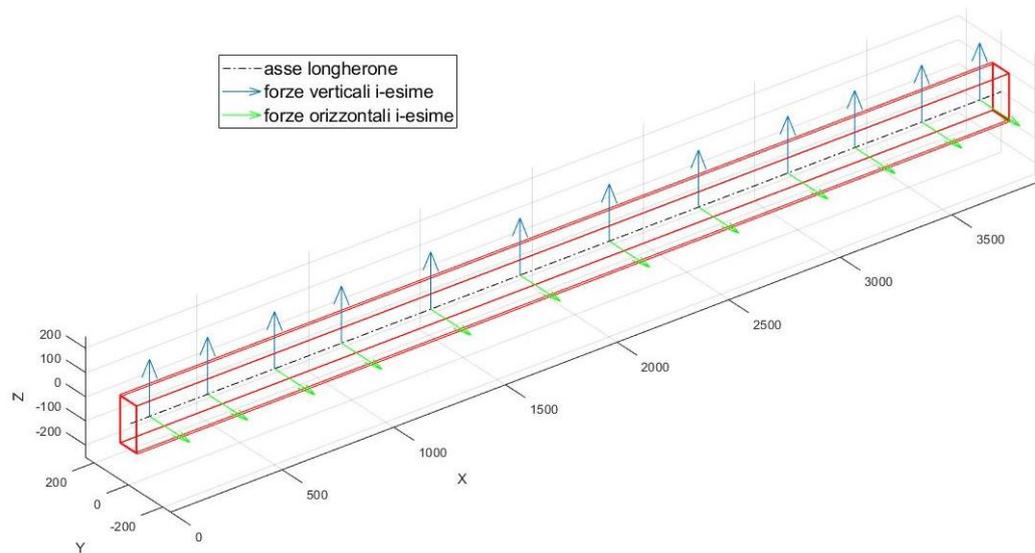


Figura 4.10: modello schematico dei carichi verticali e orizzontali, longherone posteriore

Il sistema di misurazione necessita perciò di due differenti linee di sensori, una per la misura delle deformazioni relative al momento flettente in y e una relativa a quelle associate al momento flettente in z . Tali linee vengono posizionate nei punti dove le deformazioni associate risultano maggiori, ossia dove la distanza rispetto all'asse di inerzia risulta massima. In particolare, per le deformazioni longitudinali associate alla flessione dovuta a M_{fy} si colloca una linea di misurazione sulla faccia superiore del longherone in mezzeria, per quelle relative a M_{fz} una linea sulla faccia posteriore del longherone.

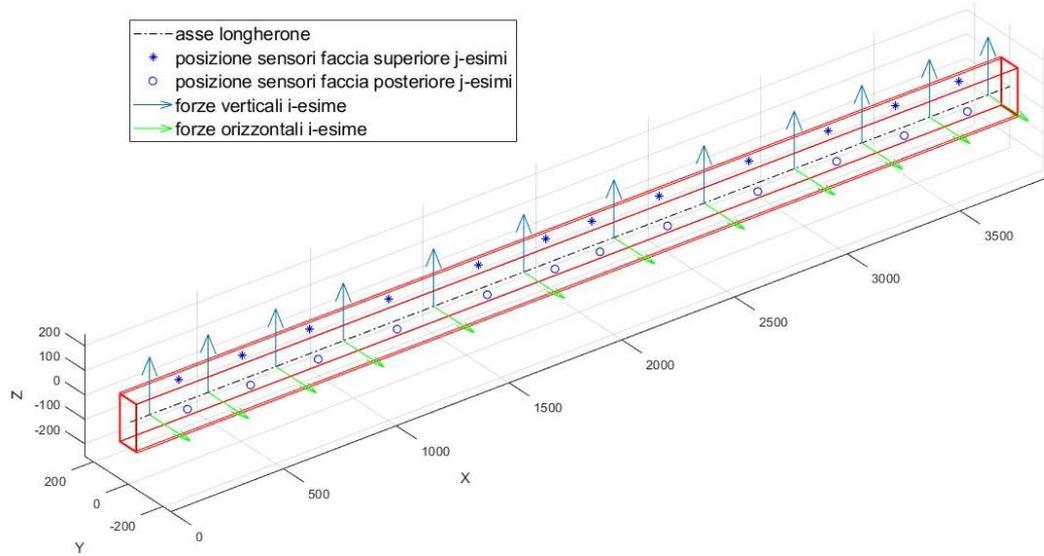


Figura 4.11: modello schematico dei carichi verticali e orizzontali e relativi sensori installati sulla faccia superiore e posteriore, longherone posteriore

In realtà, seppur la natura dei vincoli a terra farebbe supporre l'assenza di momento torcente lungo il longherone, la presenza delle centine lungo l'apertura introduce dei vincoli in termini di rotazioni della sezione di trave rispetto al proprio asse, con il risultato di far nascere componenti di momento torcente. La soluzione è quella di risolvere il sistema come una configurazione autoequilibrante, nella quale posto un carico *i-esimo* di intensità M sulla centina *i-esima*, si impone sulle altre centine un carico opposto in segno e di intensità calcolata come in (4.8).

$$M_{equilibrante} = \frac{M}{\text{numero centine} - 1} \quad (4.8)$$

Diviene così necessario introdurre una terza linea di misurazione per la deformazione associata a torsione nel punto *j-esimo* dovuta ad un carico M posto sulla centina *i-esima*, che è calcolabile in funzione del momento torcente tramite l'equazione (4.9). [15]

$$\varepsilon_{ij} = M_{T,ij} \frac{d_j}{2 J_P G} \quad (4.9)$$

Dove $M_{T,ij}$, d_i , J_P , G rappresentano rispettivamente il momento torcente lungo l'asse del longherone dovuto al carico *i-esimo* sul nodo *j-esimo*, la distanza dall'asse di inerzia del longherone del punto *j-esimo*, il momento polare di inerzia della sezione di trave nel piano x-z ed il modulo di elasticità tangenziale o di scorrimento del materiale.

Per quanto riguarda il posizionamento dei sensori atti a misurare le deformazioni di (4.9), l'idea più sensata è quella di collocarli posti a 45° rispetto all'asse di torsione x alla maggiore distanza possibile da esso. In questa maniera si misura la deformazione massima $\varepsilon_{MAX,ij}$, in particolare partendo dallo sforzo tangenziale massimo τ_{MAX} calcolato a partire dalla formula della torsione (4.10).

$$\tau_{MAX,ij} = M_{T,ij} \frac{d_j}{J_P} \quad (4.10)$$

Definendo la massima deformazione in funzione dello sforzo tangenziale e dello scorrimento γ (4.11) si ricava la (4.9). [15]

$$\varepsilon_{MAX,ij} = \frac{\tau_{MAX,ij}}{E} (1 + \nu) = \frac{\gamma_{MAX,ij}}{2} = \frac{\tau_{MAX,ij}}{2G} \quad (4.11)$$

Il fatto che la deformazione massima, cioè lo sforzo massimo tangenziale, indotta dalla torsione si verifichi per un angolo di rotazione del generico elemento della superficie pari a 45° (Figura 4.14) rispetto all'asse di torsione, è verificabile a livello sperimentale (Figura 4.13).

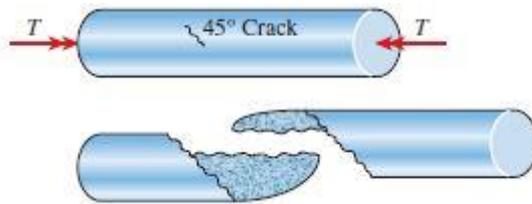


Figura 4.13: rottura per torsione su un provino cilindrico di materiale fragile, rottura a 45° su superficie elicoidale

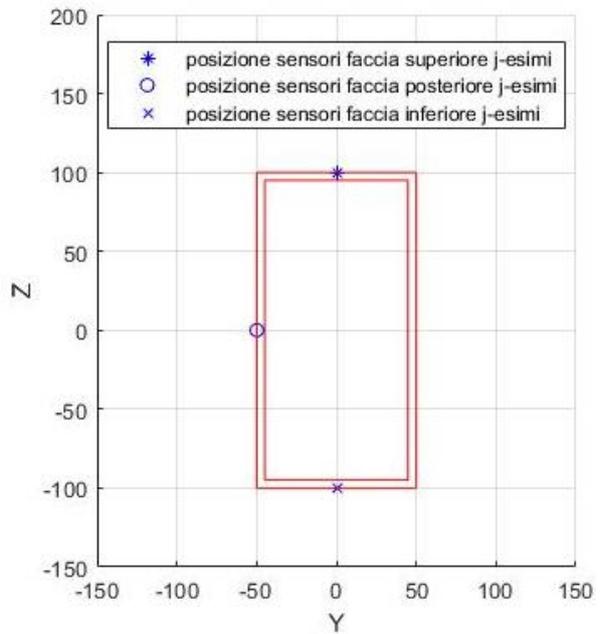


Figura 4.12: sezione longherone posteriore nel piano $y-z$, posizione sensori j -esimi sulle diverse facce

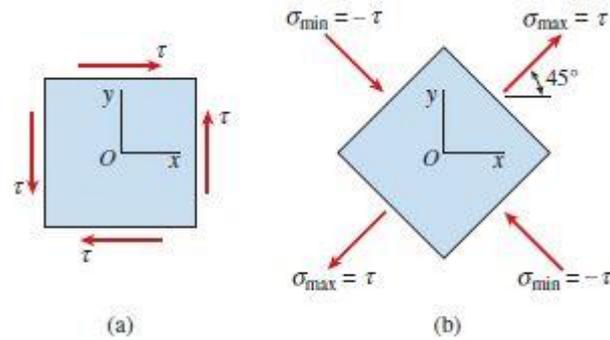


Figura 4.14: generico elemento della superficie orientato a 0° (a) e 45° (b) nel caso di pura azione di taglio indotta dalla torsione semplice

Grazie alla rotazione rispetto all'asse di torsione dell'elemento, la deformazione che il carico torsionale induce su di esso è mostrata in Figura 4.15.

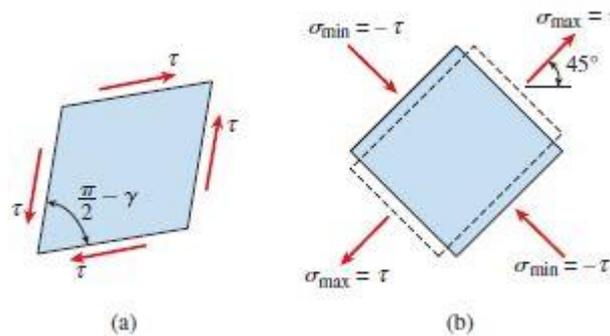


Figura 4.15: deformazioni del generico elemento soggetto a puro taglio indotto da torsione, per inclinazione pari a 0° (a) e 45° (b)

Quindi il posizionamento del sensore di deformazione a 45° sfrutta proprio questo principio, permettendo di ricavare il valore di $\epsilon_{MAX,ij}$.

Una possibile configurazione potrebbe essere l'installazione di questa linea sulla superficie inferiore del longherone ancora libera. In Figura 4.12 si riporta il posizionamento dei generici sensori *j-esimi* sulla sezione trasversale del longherone giacente nel piano y-z.

La configurazione complessiva per il longherone posteriore dei carichi 'test' *i-esimi* e sensori *j-esimi* è riportata in Figura 4.16.

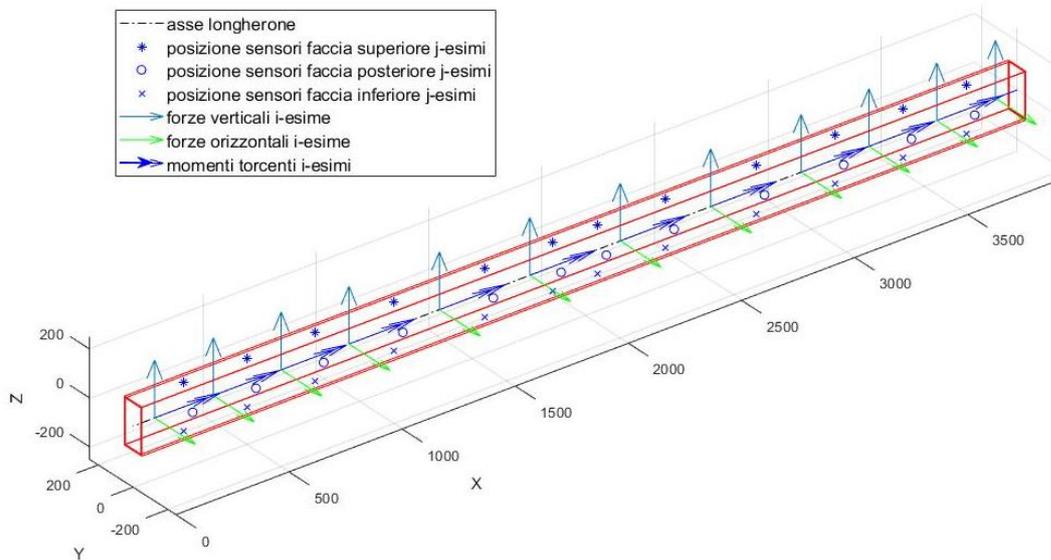


Figura 4.16: modello schematico dei carichi verticali, orizzontali e torsionali e relativi sensori installati sulla faccia superiore, posteriore e inferiore, longherone posteriore

LONGHERONE ANTERIORE

A differenza del caso precedente, il longherone anteriore costituisce un caso di trave iperstatica, essendo fissato ad entrambe le estremità. Perciò i vincoli a terra sono assimilabili a due incastri in grado di sopprimere un numero di gradi di libertà superiore a quello effettivo caratterizzante un singolo corpo.

La procedura di taratura ‘virtuale’ risulta analoga a quanto visto per il longherone posteriore, a differenza del discorso fatto per la torsione, che qui viene gestita dalle reazioni vincolari e non necessita di un approccio come sistema autoequilibrante. Il sistema di carichi complessivo ‘test’ è riportato in Figura 4.17.

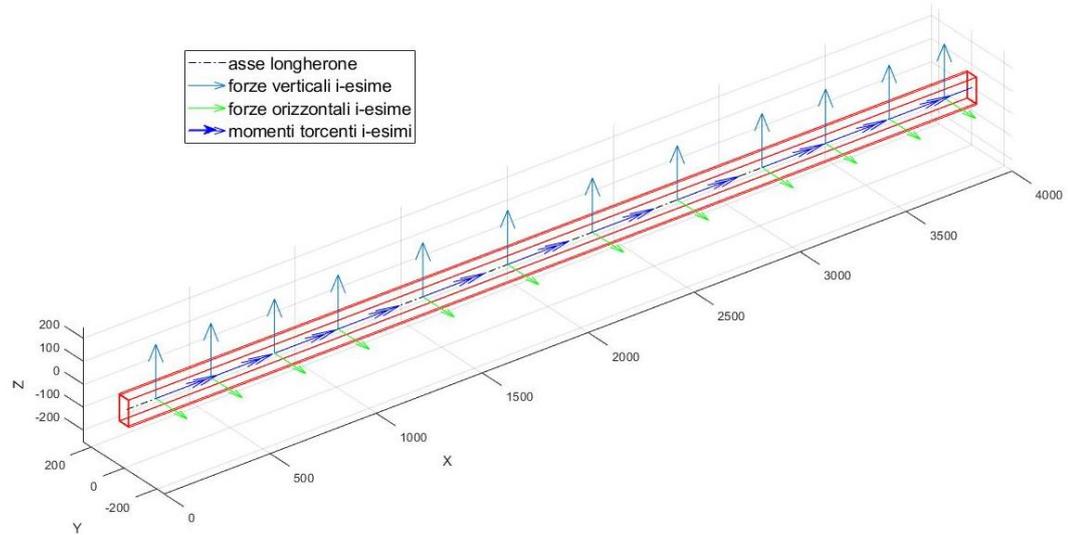


Figura 4.17: modello schematico dei carichi verticali, orizzontali e torsionali, longherone anteriore

Il posizionamento delle linee di misurazione per quanto riguarda le deformazioni associate alle flessioni e alla torsione rispetta il medesimo principio utilizzato nel caso del longherone posteriore.

Il sistema complessivo di carichi e misurazioni per il longherone anteriore è riportato in Figura 4.18.

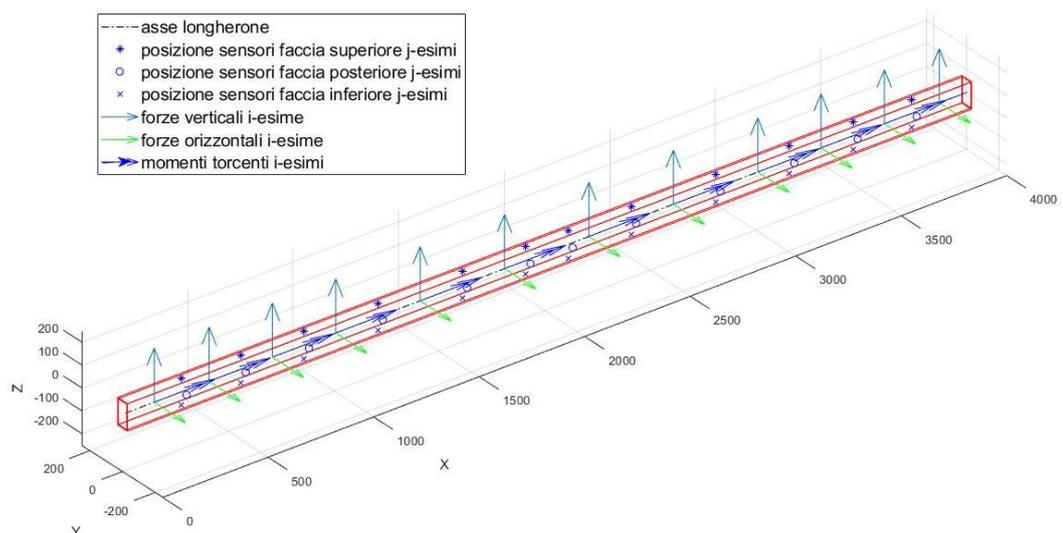


Figura 4.18: modello schematico dei carichi verticali, orizzontali e torsionali e relativi sensori installati sulla faccia superiore, posteriore e inferiore, longherone anteriore

MISURAZIONE DELLE DEFORMAZIONI E POSIZIONE TRASDUTTORI

Finora è stata affrontata in maniera semplicistica e concettuale la questione relativa al sistema di misurazione. Infatti, si è ipotizzato di poter misurare in una certa sezione y-z della trave le componenti di deformazione relative a 3 carichi differenti, in particolare, due flessionali ed uno torsionale utilizzando 3 sensori posizionati in 3 punti (Figura 4.12). Chiaramente in questa maniera non risulta possibile all'atto pratico l'estrapolazione delle deformazioni associate al singolo carico, poiché le misurazioni dei sensori risultano non indipendenti ma correlate tra loro. Inoltre, non si è ancora considerato l'effetto delle deformazioni termiche che sarà necessario compensare.

Il layout di partenza concettuale introdotto fin qui, è riportato in Figura 4.19.

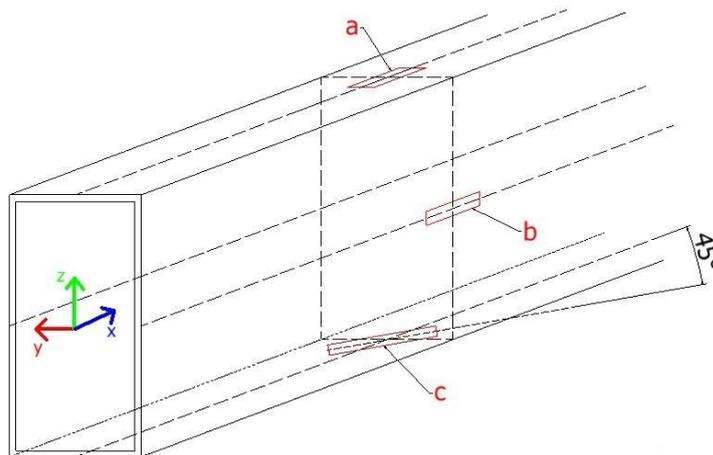


Figura 4.19: posizione sensori senza compensazione

Nel momento in cui si applica ad esempio un carico di sola flessione in y dovuta ad una forza in direzione z, il sensore 'c' orientato a 45° misurerà un valore di deformazione risultando perciò sensibile a flessione.

I singoli sensori forniranno le seguenti misurazioni di deformazione totale composte dai seguenti termini:

- a) $\varepsilon_a = \varepsilon_{fy} \pm \varepsilon_{\Delta T}$
- b) $\varepsilon_b = -\varepsilon_{fz} \pm \varepsilon_{\Delta T}$
- c) $\varepsilon_c = \varepsilon_{T,45^\circ} \pm \varepsilon_{\Delta T} - \varepsilon_{fy}$

Dove $\varepsilon_a, \varepsilon_b, \varepsilon_c$ sono le misure totali in output dai singoli sensori, $\varepsilon_{fy}, \varepsilon_{fz}$ indica la deformazione longitudinale sul sensore dovuta alla flessione in y e in z, $\varepsilon_{T,\alpha^\circ}$ indica la componente di deformazione prodotta sul sensore ruotato di un generico angolo α rispetto all'asse x dalla torsione ed infine $\varepsilon_{\Delta T}$ rappresenta l'effetto di dilatazione termica sulla lettura del sensore.

Questo discorso si traduce nell'accoppiamento tra flessione, torsione ed effetti termici nei valori delle deformazioni misurate, manifestato dalle componenti 'fuori diagonale' della matrice di trasferimento totale A che lega deformazioni e carichi.

$$\begin{bmatrix} [\varepsilon_a] \\ [\varepsilon_b] \\ [\varepsilon_c] \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} [q_z] \\ [q_y] \\ [q_T] \end{bmatrix} \quad \text{con} \quad A = \begin{bmatrix} [A]_{fy} & 0 & [A]_{zT} \\ 0 & [A]_{fz} & [A]_{yT} \\ [A]_{Tz} & [A]_{Ty} & [A]_T \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

I termini nulli della matrice A sono tali se si considerano i sensori installati sugli assi di simmetria del longherone.

I vettori colonna q_z, q_y, q_T indicano rispettivamente il vettore dei carichi *i-esimi* delle forze in direzione z, in direzione -y e delle torsioni lungo x, i vettori $\varepsilon_a, \varepsilon_b, \varepsilon_c$ racchiudono le deformazioni risultanti sugli *j* sensori nelle rispettive posizioni.

Quindi ad esempio nel caso delle letture dei sensori in posizione c:

$$[\varepsilon_c] = [A]_{Tz}[q_z] + [A]_{Ty}[q_y] + [A]_T[q_T] \quad (4.13)$$

Al fine di ottenere un disaccoppiamento tra torsione e flessione nelle misure in uscita dal sistema di misurazione, e quindi annullare i termini in rosso di (4.12) e (4.13), è necessario un opportuno sistema di compensazione sulle misure.

Una possibile soluzione è riportata in Figura 4.20, la cui configurazione prevede 3 coppie di sensori dalla cui combinazione dei segnali si ottiene una completa compensazione. Dal momento che si verifica disaccoppiamento tra flessione e torsione, il fatto che i sensori *e* ed *f* risiedano su una differente sezione trasversale non costituisce un problema.

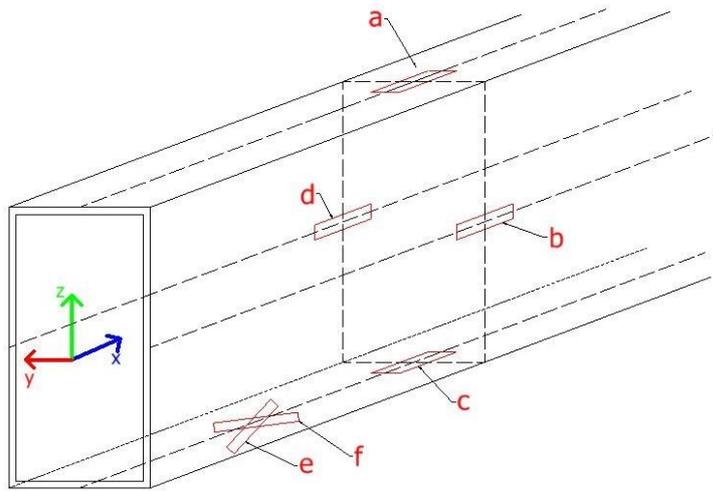


Figura 4.20: posizione sensori con compensazione (alternativa a)

Oppure:

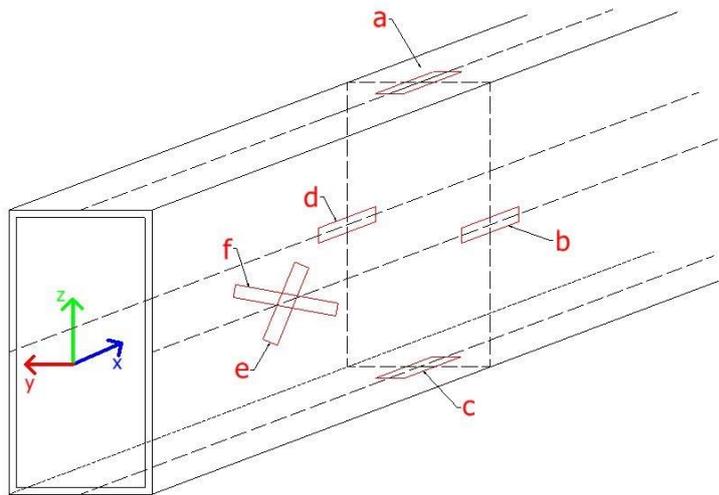


Figura 4.21: posizione sensori con compensazione (alternativa b)

Le letture dei singoli sensori per la configurazione di Figura 4.20 sono le seguenti:

- $\varepsilon_a = \varepsilon_{fy} \pm \varepsilon_{\Delta T}$
- $\varepsilon_b = -\varepsilon_{fz} \pm \varepsilon_{\Delta T}$
- $\varepsilon_c = -\varepsilon_{fy} \pm \varepsilon_{\Delta T}$
- $\varepsilon_d = \varepsilon_{fz} \pm \varepsilon_{\Delta T}$
- $\varepsilon_e = \varepsilon_{T,45^\circ} \pm \varepsilon_{\Delta T} - \varepsilon_{fy}$
- $\varepsilon_f = -\varepsilon_{T,45^\circ} \pm \varepsilon_{\Delta T} - \varepsilon_{fy}$

Combinando opportunamente i segnali prodotti in uscita dai diversi trasduttori, è possibile estrarre le sole componenti di deformazione associate alle flessioni e alla torsione, depurati degli effetti termici e disaccoppiati tra loro.

In particolare, operando come in (4.14) si ottiene:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_a - \varepsilon_c &= 2\varepsilon_{fy} \\ \varepsilon_d - \varepsilon_b &= 2\varepsilon_{fz} \\ \varepsilon_e - \varepsilon_f &= 2\varepsilon_{T,45^\circ} \end{aligned} \right\} \varepsilon_{fy}, \varepsilon_{fz}, \varepsilon_{T,45^\circ} \quad (4.14)$$

Il sistema lineare (4.12) diviene così il sistema (4.15) in cui i termini in rosso sono nulli.

$$\begin{bmatrix} [\varepsilon_a] \\ [\varepsilon_b] \\ [\varepsilon_c] \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} [q_z] \\ [q_y] \\ [q_T] \end{bmatrix} \quad \text{con} \quad A = \begin{bmatrix} [A]_{fy} & 0 & \mathbf{0} \\ 0 & [A]_{fz} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & [A]_T \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

4.2.3 ANALISI DEI RISULTATI

Al fine di validare la bontà del metodo e soprattutto valutare l'impatto di un incremento di numero di sensori e l'effetto delle posizioni assunte, si procede alla valutazione sull'errore previsionale commesso nella stima dei carichi attraverso la 'matrice di trasferimento' inversa ricavata attraverso la procedura di taratura (qui in maniera virtuale, successivamente in maniera sperimentale con l'utilizzo del modello reale). È necessario affrontare il problema utilizzando l'analisi statistica che permetta inoltre di simulare una condizione reale introducendo degli errori casuali sulle misurazioni dei trasduttori.

In questa fase di presentazione dei risultati si considera il modello costruito per il longherone principale di Figura 4.8.

Come indice di errore si considera un residuo medio percentuale calcolato come in (4.10).

$$res_{\%} = \frac{|q_{test} - q_{inverse}|}{|q_{test}|} \cdot 100 \quad (4.10)$$

Dove q_{test} rappresenta il vettore dei carichi utilizzati per la taratura e costruzione della matrice di trasferimento A , mentre $q_{inverse}$ indica il vettore dei carichi che si ricava partendo dalle letture di deformazioni dei sensori sfruttando l'inversione di A come in (4.11).

$$q_{inverse} = [A_{i,j}]^{-T} \varepsilon_{i,j} \quad (4.11)$$

L'inversione di tale matrice, tuttavia, risulta essere processo non del tutto banale e privo di difficoltà dal momento che essa può risultare non quadrata e non necessariamente ben condizionata e a rango pieno.

È possibile sfruttare diverse metodologie numeriche per calcolare $q_{inverse}$, come ad esempio l'utilizzo della pseudo-inversa di Moore-Penrose basata sulla decomposizione svd (single value decomposition).

4.2.3.1 IMPATTO DI NUMERO E POSIZIONI DEI SENSORI EFFETTO DEL NUMERO DI SENSORI

La prima analisi che si vuole effettuare riguarda il condizionamento della matrice di trasferimento A in funzione delle sue dimensioni, ossia al variare del numero dei sensori j -esimi posti su ciascuna singola linea di misurazione. Tale numero indica la relazione che sussiste tra l'errore commesso nel risultato di un calcolo quando gli input vengono perturbati. Il problema si dice *ben condizionato* se la soluzione del problema con piccole variazioni negli input non si discosta molto da quella del problema originale. In caso contrario, il problema si definisce *mal condizionato*, e la soluzione risulta fortemente legata ad eventuali errori sui dati in ingresso, compromettendo stabilità ed accuratezza della soluzione. In generale, si definisce:

- *Problema ben condizionato*: $K(A) \cong 1$
- *Problema mal condizionato*: $K(A) \gg 1$

Definendo opportunamente il numero di condizionamento $K(A)$ come in (4.12).

$$K(A) = \frac{\|A\|}{\|A^{-1}\|} \quad (4.12)$$

Avendo a che fare con matrici rettangolari, è necessario sfruttare un qualche tipo di decomposizione al fine di calcolare la (4.12). Nel caso particolare si utilizza la decomposizione ai valori singolari svd, che scompone la matrice A in tre matrici S, V, D . Il teorema fondamentale di esistenza della decomposizione ai valori singolari di una qualsiasi matrice rettangolare con coefficienti appartenenti al campo complesso ci assicura la possibilità di scomporre la matrice. In generale, se $A \in \mathbb{C}^{m \times n}$ allora esistono una matrice $U \in \mathbb{C}^{m \times m}$ unitaria e una matrice unitaria $V \in \mathbb{C}^{n \times n}$ tali che:

$$A = USV^T \quad (4.13)$$

Dove la matrice $S \in \mathbb{R}^{m \times n}$ ha elementi non nulli solo per $i = j$ che definiamo $s_{ii} = s_i$ aventi la caratteristica di essere ordinati in senso decrescente: $s_1 > s_2 > \dots > s_p > 0$, con p che assume il valore minimo tra m ed n detti valori singolari di A . Le colonne di U e V vengono detti vettori rispettivamente singolari sinistri e vettori singolari destri di A . Quindi, dal punto di vista geometrico, la SVD di A fornisce due basi di

vettori ortogonali, le colonne di U e V, tali che la matrice diventa diagonale quando trasformata rispetto a queste basi.

Usando le proprietà della decomposizione svd è possibile calcolare il numero di condizionamento di A come:

$$K(A) = \frac{s_1}{s_n} \quad (4.14)$$

Considerando le posizioni dei sensori equispaziate tra loro all'interno di ciascuna baia (regione compresa tra due centine consecutive) si riporta l'andamento del condizionamento di A al variare del loro numero all'interno di ciascuna baia in Figura 4.22. Si ricorda che il numero di baie nel caso specifico è pari a 11 essendo le centine 12.

Al fine di evitare di ottenere un problema sotto-determinato, avendo considerato un sistema di carichi di dimensioni pari al numero delle centine cioè 12, (con un sensore per baia si avrebbero 11 punti di misurazione) si considera la baia centrale suddivisa in due sotto-baie simmetriche rispetto all'asse y del modello.

Perciò nel caso di n sensori per baia, nella zona compresa tra le centine 6 e 7 si avranno $2n$ sensori.

Nell'atto pratico, data la simmetria del problema, i sensori realmente impiegati saranno quelli relativi alla semi-apertura, dal momento che dalle loro letture risulta possibile ricostruire l'intero problema.

In Figura 4.22 si riporta la configurazione dei sensori montati nel caso di 1 sensore per baia.

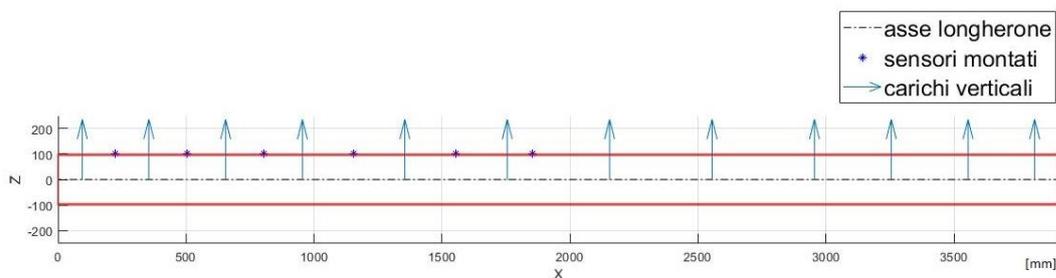


Figura 4.22: posizioni sensori montati, 1 sensore per baia equispaziati sulla baia, sezione x-z

Da Figura 4.23 risulta evidente come l'incremento di sensori per linea, ossia l'aumento del numero di righe di A , si traduca in una riduzione coerente nel numero di condizionamento.

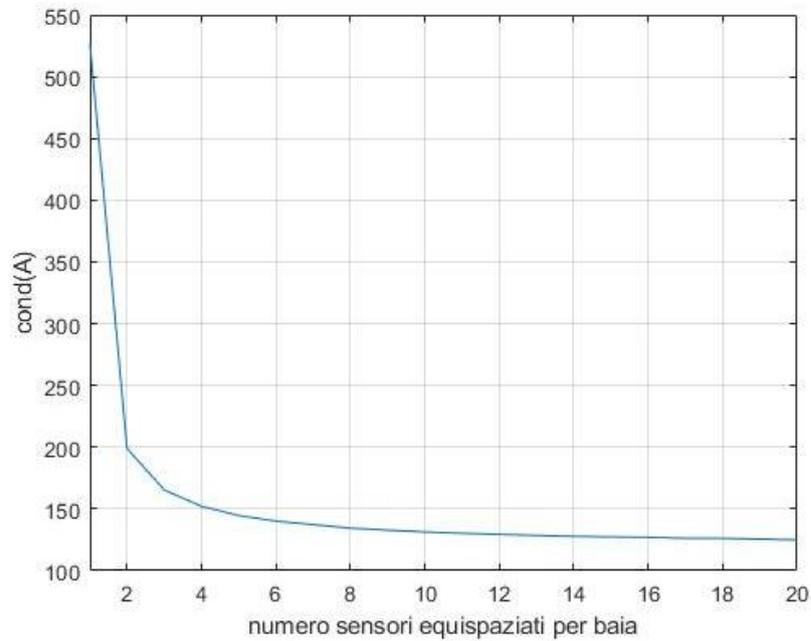


Figura 4.23: numero di condizionamenti della matrice 'A' al variare del numero di sensori per baia equispaziati, scala semi-logaritmica

In Figura 4.24 risulta più evidente la diminuzione del numero di condizionamento all'aumentare del numero di misurazioni.

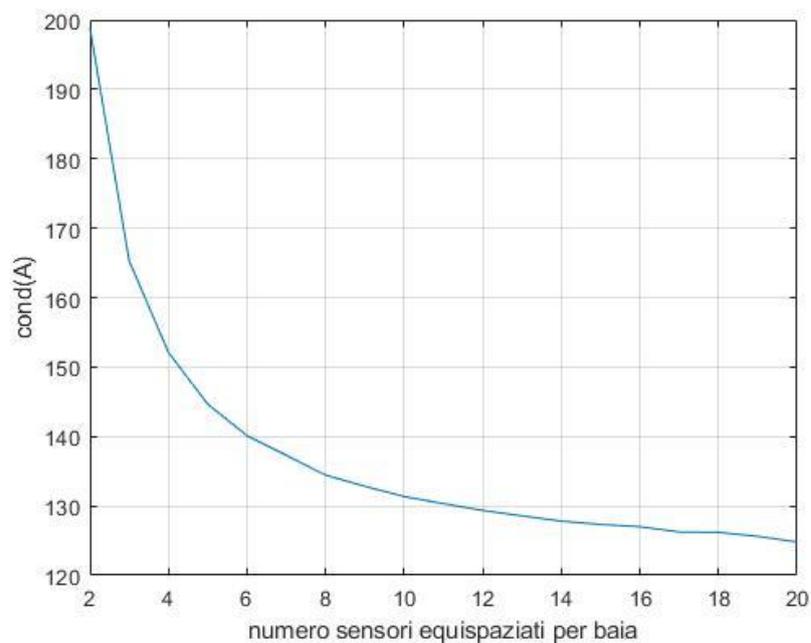


Figura 4.24: numero di condizionamenti della matrice 'A' al variare del numero di sensori per baia tra 2 e 20 equispaziati,

Ripetendo la medesima analisi sul residuo medio percentuale, calcolato come in (4.10), si ottiene l'andamento mostrato in Figura 4.25.

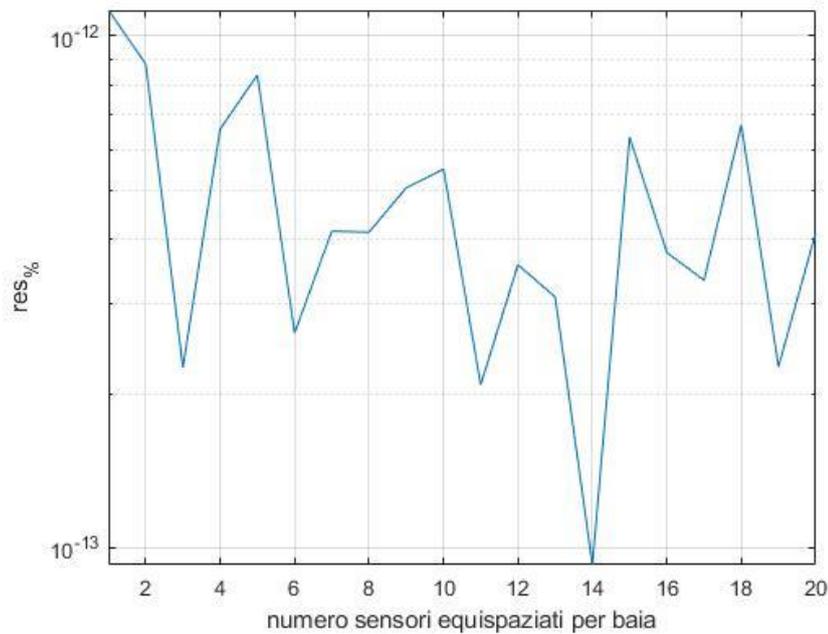


Figura 4.25: residuo medio percentuale al variare del numero di sensori per baia equispaziati, scala semi-logaritmica

Apparentemente perciò si potrebbe supporre che la miglior soluzione per ridurre il condizionamento sia quella di utilizzare un numero di sensori tali da rendere innanzi tutto il sistema non sotto-determinato, e quanto maggiore possibile. Dal punto di vista del residuo invece, che rappresenta il parametro di riferimento in questa analisi, l'incremento del numero di sensori non si traduce in una notevole riduzione di esso, almeno nella condizione senza perturbazioni sugli ingressi.

Seppur la curva di Figura 4.25 abbia leggera tendenza a decrescere, i valori che il residuo assume risultano essere circa stabile con un ordine di grandezza compreso tra 10^{-12} e 10^{-13} .

Tuttavia, finora non si è considerato in alcun modo un possibile effetto delle posizioni dei sensori, considerandoli semplicemente equispaziati all'interno delle rispettive baie.

EFFETTO DELLA POSIZIONE DEI SENSORI

Consideriamo ora una configurazione che prevede 2 sensori per ciascuna baia dal momento che il valore del residuo nel caso di assenza di perturbazioni per tale configurazione risulta essere già decisamente soddisfacente.

Al fine di verificare una possibile dipendenza dai risultati rispetto alle posizioni dei punti misura, oltre al loro numero, si valuta il numero di condizionamento di A introducendo differenti scostamenti rispetto alla configurazione equispaziata. In particolare, si valuta l'effetto del movimento dei soli sensori appartenenti alla prima baia.

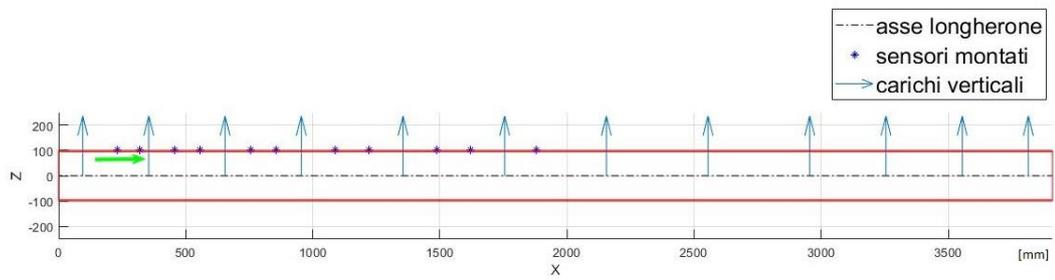


Figura 4.26: movimento dei sensori sulla prima baia, freccia verde, sezione x-z

In Figura 4.27 si rappresenta l'andamento del numero di condizionamento di A in seguito ad un'introduzione di uno spostamento dei punti della prima baia verso destra (Figura 4.26) di una lunghezza lungo l'asse x con intervallo massimo di 50 mm valutando i risultati per intervalli di 5 mm.

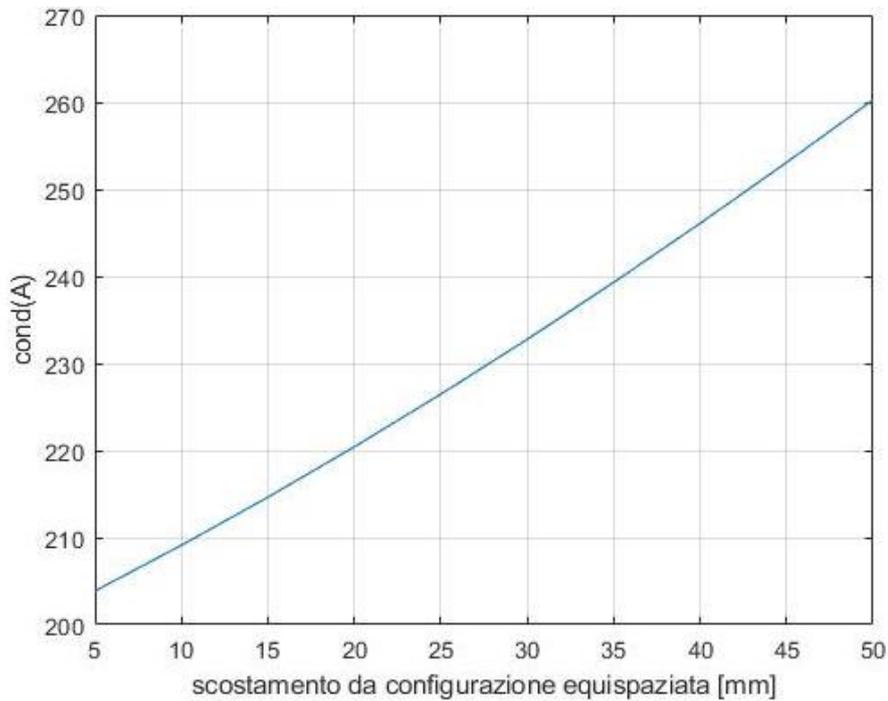


Figura 4.27: numero di condizionamenti della matrice 'A', sensori prima baia spostati verso destra, 2 sensori per baia

Il risultato interessante è che la traslazione sembra comportare una modifica nel numero di condizionamento della matrice A. Risulta evidente come oltre al numero dei sensori impiegati, la loro posizione sia un fattore fortemente connesso ai risultati del processo inverso.

Traslando i due sensori in direzione opposta, avvicinandoli rispettivamente alle centine corrispondenti (Figura 4.28), si ottiene una notevole riduzione del numero di condizionamento, Figura 4.29.

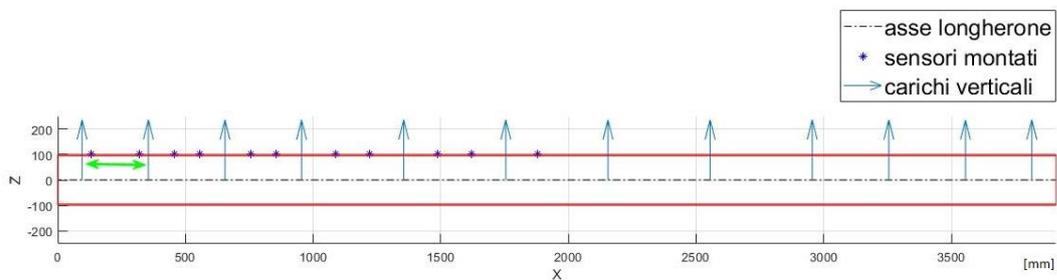


Figura 4.28: movimento dei sensori sulla prima baia opposto, freccia verde, sezione x-z

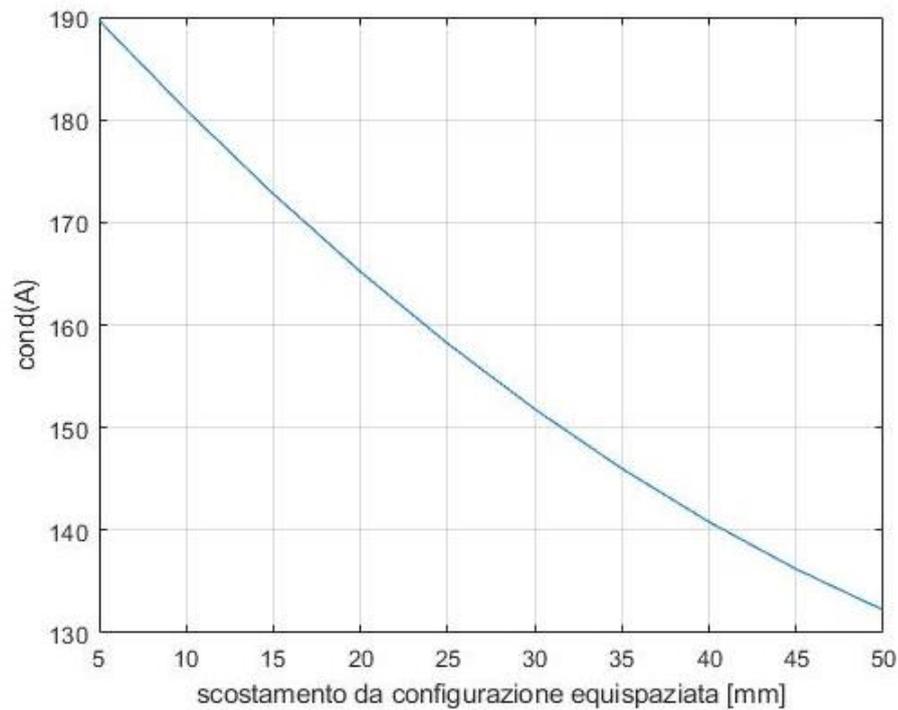


Figura 4.29: numero di condizionamenti della matrice 'A', sensori prima baia allargati spostandoli ciascuno di una quantità pari a 'scostamento da configurazione equispaziata' in direzione opposta, 2 sensori per baia

La conclusione alla quale si giunge è che l'ottimo viene raggiunto per punti di misurazione quanto più vicini possibili ai punti di applicazione dei carichi, ossia alle centine. Dal momento che nella pratica i sensori vengono collocati sui longheroni, non è possibile posizionarli esattamente alla quota delle centine, perciò si opta per una configurazione che preveda l'installazione di 2 sensori per baia collocati rispettivamente ad una distanza che in questa fase approssimiamo a 10 mm dalle due centine.

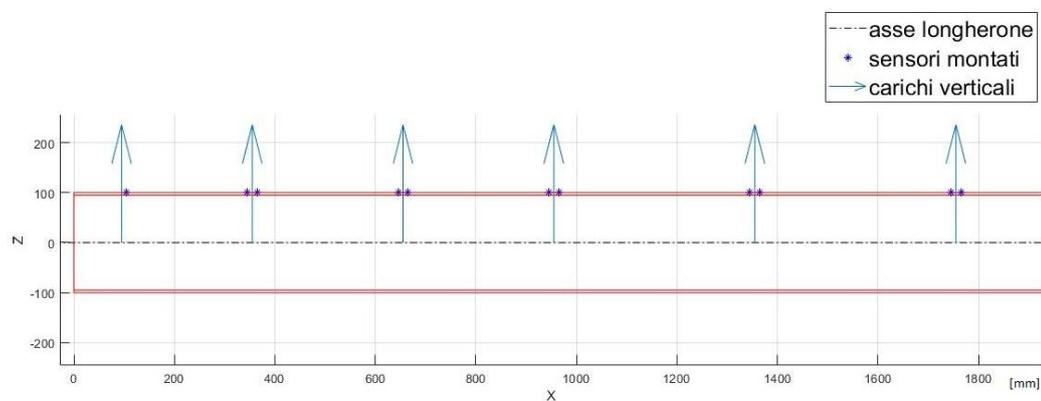


Figura 4.30: posizione dei sensori che minimizza il valore di $cond(A)$, 2 sensori per baia, semi-longherone, sezione x-z

In questa configurazione (Figura 4.30) viene raggiunto il valor minimo del condizionamento della matrice A pari a 94, con una riduzione del 47,5% rispetto al valore corrispondente allo stesso numero di sensori ma posti in maniera equispaziata, pari a 198.

4.2.3.1.1 ANALISI DELLA ROBUSTEZZA DEL METODO ALL'ERRORE SPERIMENTALE

Al fine di comprendere meglio il comportamento e la risposta del sistema, si introduce una componente perturbativa sugli input, ossia sulle deformazioni. Nel caso pratico la lettura di tali deformazioni costituisce l'ingresso del sistema attraverso il quale si risale ai carichi. Essendo le letture l'uscita di un sistema costituito dal trasduttore, al fine di simulare un comportamento simile al caso reale si introduce su ciascuna singola lettura una componente random di errore avente distribuzione normale (gaussiana) attorno al proprio valore esatto e deviazione standard calcolata come in (4.15) in funzione di una percentuale di errore introdotta.

$$\sigma = \frac{err_{\%} \varepsilon_j}{\sqrt{3}} \quad (4.15)$$

Ipotizzando di creare una finestra di errore costante di ampiezza 1%, cioè permettendo che la componente *j-esima* di deformazione misurata oscilli tra valori compresi tra il +/- 0,5% rispetto al proprio valore non perturbato, il termine *err%* vale 0,5. Si riporta in Figura 4.31 l'istogramma dei valori assunti dalla misura di deformazione relativa al primo sensore nella posizione ottimale per 10⁵ iterazioni.

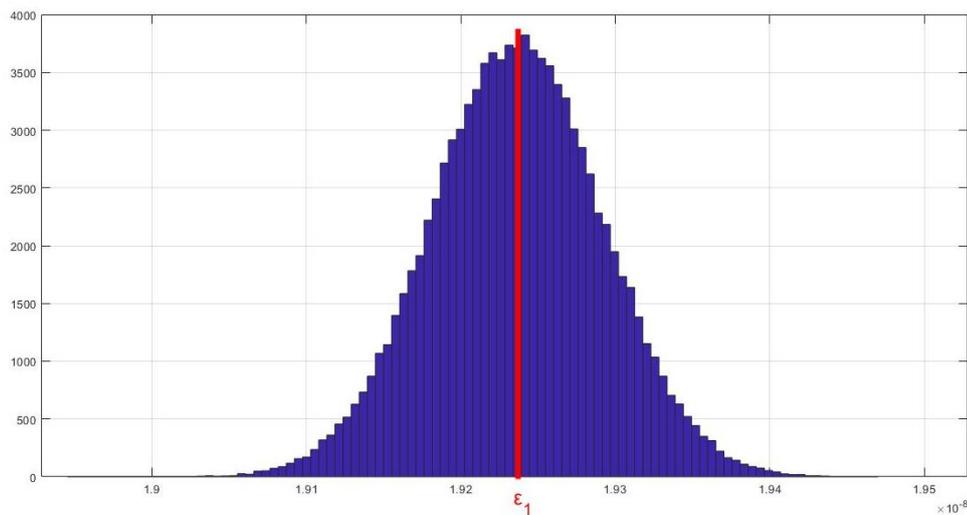


Figura 4.31: istogramma distribuzione Gaussiana valori misura sensore 1 in posizione ottimale attorno al valore non perturbato

Considerando la configurazione ottimale di Figura 4.30 per il caso di 2 sensori per baia, si ottiene un valore del residuo medio percentuale mediato su 10^5 casi pari a 4,1427 %. L'andamento del residuo risulta lineare rispetto alla variazione di errore immesso al sistema, infatti dimezzando il valore di $err_{\%}$ si dimezza anche il valore di $res_{\%}$. In Figura 4.32 si mostra la convergenza del risultato sull'errore in un grafico in scala doppio logaritmica.

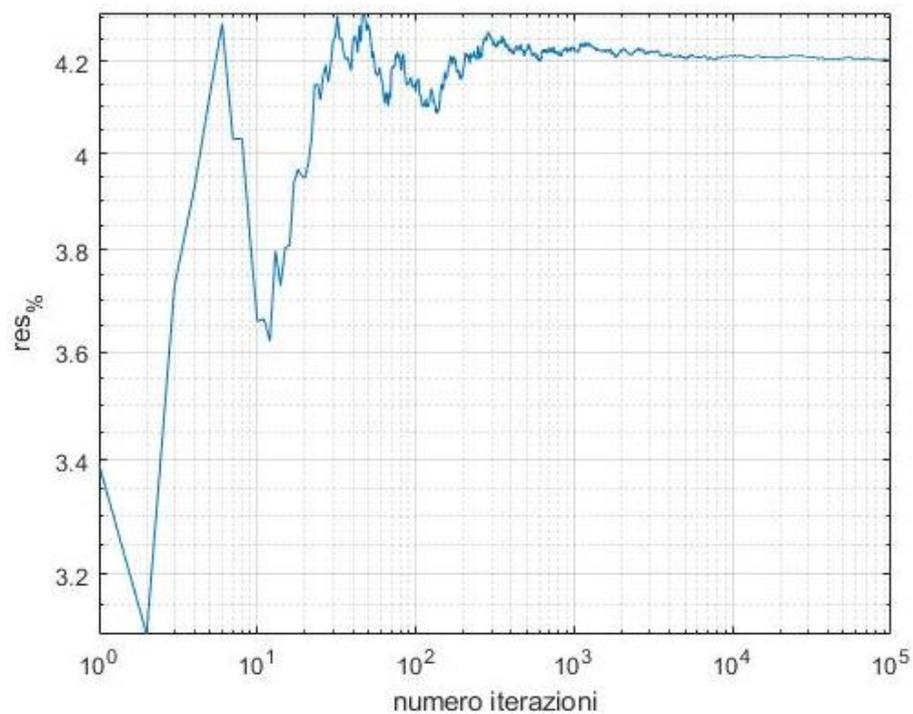


Figura 4.32: convergenza del residuo medio percentuale, 2 sensori per baia in posizione ottimale, perturbazione +/- 0,5 % gaussiana, scala doppio logaritmica

Risulta interessante indagare i valori di residuo che si otterrebbero al variare delle posizioni dei sensori con la componente di errore qui considerata. Ripetendo le trasformazioni nelle posizioni dei soli 2 sensori della prima baia come in Figura 4.28, si ottiene l'andamento del valore del residuo medio percentuale di Figura 4.33. Si ricorda che i valori corrispondenti a 'scostamento da configurazione equispaziata' indicano lo spostamento dei due sensori in mm rispettivamente verso sinistra per il sensore sinistro e verso destra per il sensore destro con un conseguente effetto di allontanamento tra di essi.

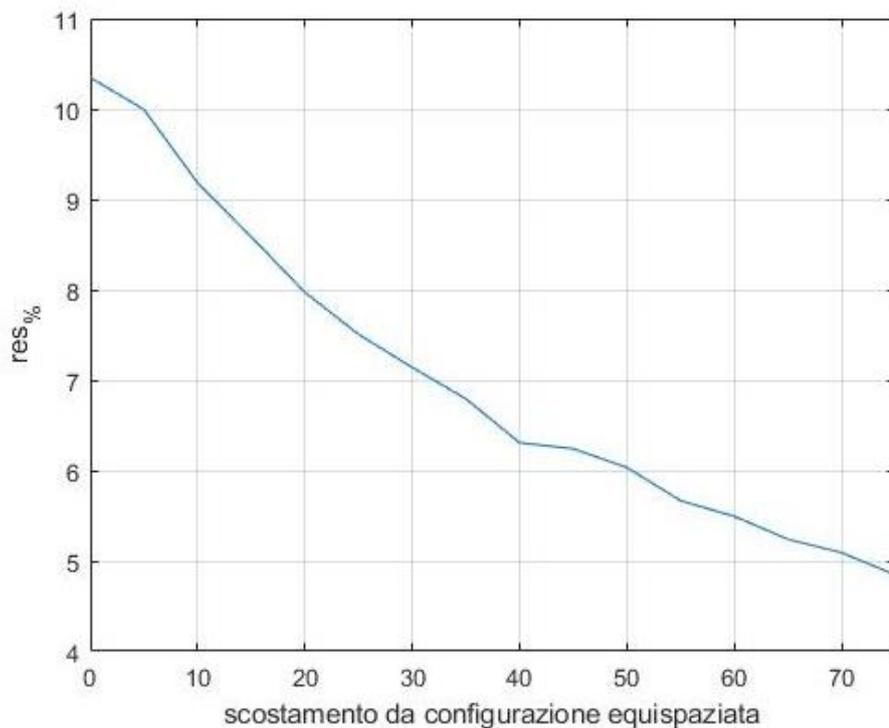


Figura 4.33: andamento del residuo medio percentuale spostando i 2 sensori sulle baie verso le relative centine

Risulta così evidente l'effetto della fase precedente di riduzione del numero di condizionamento di A (Figura 4.29), tradotto qui in una riduzione del residuo medio percentuale. Si precisa che nel grafico di Figura 4.29 non si raggiunge esattamente il valore ottimale del residuo pari a 4,1427 % dal momento che si è utilizzata una traslazione dei punti con passo pari a 5 mm per tutti i sensori, ed essendo le baie non tutte di egual apertura, non si giunge alla configurazione ottimale scelta (Figura 4.30) in cui i sensori sono tutti posizionato a 10 mm dalle centine.

5 CONCLUSIONI

In questo percorso di tesi si è affrontato il problema della progettazione di un modello costituito da uno spezzone d'ala, sul quale trova alloggio un flap morphing, il cui funzionamento e comportamento è oggetto delle prove. Riguardo alla tecnologia morphing è stato svolto un lavoro di ricerca in letteratura al fine di comprenderne lo stato dell'arte ed i reali vantaggi.

La fase iniziale del lavoro è consistita in un'indagine aerodinamica semplificata bidimensionale stazionaria, attraverso l'utilizzo di un codice di Hess Smith, implementato in ambiente Matlab, applicato al caso di profili multipli. In questo modo è stato possibile stimare i coefficienti aerodinamici per le differenti configurazioni previste durante le prove e quindi i carichi in gioco agenti sulla struttura.

La fase successiva è stata quella di progettare la struttura della parte fissa del modello e adoperare tutte quelle scelte di carattere costruttivo e realizzativo che garantissero resistenza della struttura, economicità in termini di costi e pesi e fattibilità nel montaggio durante la prova. Particolare attenzione è stata rivolta al sistema di ancoraggio del longherone principale ed alla pannellatura del modello. Riguardo alla pannellatura si è effettuata un'analisi dettagliata sul pannello centrale del dorso, studiandone le deformazioni e cercando di limitarle attraverso l'introduzione di elementi irrigidenti la cui posizione è stata oggetto di un'ottimizzazione. In questa fase si è fatto un largo utilizzo del software Autodesk Inventor e della sua funzionalità di analisi ad elementi finiti (FEA) per quelle componenti a geometria più complessa, oltre alle classiche teorie semplificate come la teoria della trave utilizzata per lo studio e verifica dei due longheroni.

Nella fase conclusiva ci si è occupati del sistema di sensori che si vuole utilizzare durante le prove al fine di ricostruire la distribuzione di carichi sul modello. Dopo aver introdotto i concetti relativi al funzionamento e ad i vantaggi dei sensori a fibra ottica basati sul reticolo di Bragg, ci si è dedicati allo sviluppo di un metodo di 'taratura' del modello al fine di sfruttarlo come se fosse una bilancia di forza, e quindi ricavare una matrice di trasferimento in grado di legare le deformazioni in

alcuni punti ai carichi. In questo senso, si sono ipotizzate le configurazioni di montaggio delle linee ottiche dei sensori per letture compensate e successivamente si è costruito un modello semplificato per i due longheroni attraverso il quale si è indagato sulla natura del metodo pensato e dei risultati prodotti in funzione delle posizioni e numero dei sensori, introducendo anche componenti di errori casuali a distribuzione gaussiana sulle singole letture di deformazione. Il risultato principale è stato quello di comprendere come il posizionamento dei sensori nei pressi dei punti di applicazione dei carichi permetta di ottenere una riduzione dell'errore commesso migliorando il condizionamento della matrice di trasferimento.

SVILUPPI FUTURI

Il naturale sviluppo futuro di questo lavoro è quello di approfondire e sviluppare il sistema di sensori ed il metodo fin qui proposto in maniera semplificata. Una possibile via potrebbe essere la costruzione di un modello più accurato che permetta di accoppiare i due longheroni attraverso un'opportuna modellazione delle cerniere al fine di calcolare la matrice di taratura attraverso un'analisi ad elementi finiti. Successivamente ci si dovrà occupare di riprodurre la procedure di taratura 'virtuale' sul modello reale ed utilizzare i risultati durante le prove sperimentali per la ricostruzione del profilo dei carichi.

Bibliografia

- [1] Brendan O’G., *Multi-Objective Optimization of a 3 Cell Morphing Wing Substructure*, University of Dayton, Dayton, Ohio, Master Thesis 2010.
- [2] Wilson J.R., *Morphing UAVs Change the Shape of the Warfare*, Aerospace America, 2004
- [3] De Brauker R., Abdalla M.M. e Gurdal Z., *A generic Morphing Wing Analysis and Design Framework*, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, vol. 22, 2011
- [4] Hess J. e Smith A., *Calculation of potential flow about arbitrary bodies*, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 8, 1-138, 1967
- [5] Quartapelle L. e Auteri F., *Fluidodinamica incomprimibile*, Casa Editrice ambrosiana, 2013
- [6] Drela M., *XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils*, Springer Berlin Heidelberg, 1989
- [7] Abbott I. H. e Von Doenhoff A. E., *Theory of wing sections, including a summary of airfoil data*, Cap. 8, Courier Corporation, 1959
- [8] Kao K.C. e Hockham G.A., *Dielectric-fibre surface waveguides for optical frequencies*, Proc. IEE, Vol. 113, 1151-58, 1966
- [9] Personick S.D., *Photon probe – An optical fiber time-domain reflectometer*, Bell System Technical Journal, Vol. 56, 355-66, 1977
- [10] Rogers A.J., *Distributed optical-fiber sensing*, Meas. Sci. Techno, Vol. 10, 1999
- [11] Hill K.O. e altri, *Photosensitivity in optical-fiber waveguides*, Appl. Phys. Lett., 1978
- [12] Lam D.K.W. e B. K. Garside B.K., *Characterization of single-mode optical fiber filters*, Appl. Opt., Vol. 20, 440–445, 1981
- [13] Meltz G., Morey W.W. e Glenn W.H., *Formation of Bragg gratings in optical fibers by a transverse holographic method*, Opt. Lett., Vol. 14, 823–825, 1989.

- [14] Hill K.O., Malo B., Vineberg K.A., Bilodeau F., Johnson D.C. e Skinner I., *Efficient mode conversion in telecommunication fiber using externally written gratings*, Electron. Lett., Vol. 26, 1270–1272, 1990.
- [15] James M. Gere, Barry J. Goodno, *Mechanics of Materials*, Cengage Learning, Eighth Edition, SI, 2013