

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aeronautica



PROGETTO DI UN DISPOSITIVO PER LA MISURA DI
COEFFICIENTI AERODINAMICI STATICI E
DINAMICI DI MODELLI SEZIONALI DI PONTI

Relatore : Prof. Giorgio Diana

Tesi di Laurea di : Giacomo Luigi Invernizzi
Matricola: 771018

Anno Accademico: 2013-2014

Sommario

Nel presente lavoro di tesi è stato sviluppato un sistema per la misura delle forze aerodinamiche statiche e dinamiche agenti su modelli sezionali di ponti posti in galleria del vento.

Particolare attenzione è stata rivolta alla correzione di alcuni effetti sistematici, all'analisi delle incertezze e ai requisiti dinamici, così da poter operare una misura sufficientemente accurata delle *flutter derivatives*.

L'intero set di misura è messo in movimento attorno al suo asse di rotazione mediante motore elettrico collegato al modello tramite manovellismo di tipo biella-manovella. Uno degli scopi del lavoro svolto è stato quello di realizzare un sistema di misura che fosse il quanto più possibile automatizzato, in cui cioè l'acquisizione dei dati, la rotazione del modello e il controllo della galleria del vento fossero integrati all'interno di un unico programma in grado di gestire in modo autonomo le varie fasi della misura stessa.

Un passo preliminare essenziale, a cui è stato dato ampio spazio all'interno del lavoro di tesi, è una conoscenza sufficientemente completa delle prestazioni del set up di misura così da poter estrarre dei dati affidabili dalle prove in galleria del vento .

Indice

Introduzione	vi
1 Modellazione delle forze aerodinamiche	1
1.1 Il campo di forze aerodinamico	1
1.1.1 Dipendenza delle forze aerodinamiche dai parametri fluido struttura	4
1.1.2 Forze aerodinamiche statiche	7
1.1.3 Forze non-stazionarie, approccio mediante flutter de- derivatives (FD)	8
2 Caratterizzazione sperimentale dell'aerodinamica degli im- palcati	13
2.1 Le principali tecniche di misura delle caratteristiche aerodina- miche	14
2.2 Modello sezionale	16
2.3 Il procedimento di misura adottato per i coefficienti aerodina- mici	20
2.3.1 Coefficienti stazionari	20
2.3.2 Flutter Derivatives	21
2.4 La galleria del vento	21
3 Descrizione dello strumento di misura	23
3.1 I dinamometri	24
3.2 La struttura di sostegno	30
3.3 Movimentazione angolare del modello	32
3.4 Collegamento dinamometro - modello	35
3.5 Schermature	38
3.6 Laser	39
3.7 Tubo di Pitot	40
4 Messa a punto e taratura del sistema completo	41
4.1 Verifica sperimentale della taratura del sistema completo . . .	41
4.1.1 Descrizione delle prove statiche effettuate	41

4.1.2	Verifica della ripartizione dei carichi tra i due dinamometri	44
4.1.3	Verifica delle sensibilità	47
4.1.4	Prove deterministiche dinamiche	47
5	Rilievi sperimentali in galleria del vento e analisi dei dati	50
5.1	Il modello sezionale	50
5.2	Prove quasi statiche	51
5.3	Prove dinamiche	57
5.4	Incertezze delle misure aerodinamiche	60
5.4.1	Confronto coi risultati di Force	67
	Conclusioni	71
	bibliografia	73

Elenco delle figure

1	Crollo del ponte Tacoma, 10 Novembre 1940	vi
1.1	Forza su di un corpo immerso in una vena fluida: (a) pressione, (b) sforzi tangenziali, (c) componenti di forza risultanti	2
1.2	Pressioni e sforzi tangenziali su un elemento infinitesimo di superficie del corpo	2
1.3	Convenzioni per gli spostamenti (a) e per le velocità (b)	3
1.4	Convenzioni per le forze stazionarie	7
1.5	Scomposizione delle forze aerodinamiche rispetto al baricentro della sezione	8
1.6	Funzione di Theodorsen	9
1.7	convenzioni usate da Scanlan per forze e spostamenti	10
1.8	convenzioni usate dal Politecnico di Milano per forze e spostamenti	11
1.9	Esempi di flutter derivatives nella convenzione Politecnico di Milano	12
2.1	Modello completo dell'Izmith Bay Bridge in scala 1 : 220	14
2.2	Esempi di barriere	17
2.3	convenzioni di segno e sistema di riferimento assoluto e locale	18
2.4	Un modello sezionale con dinamometri interni	19
2.5	Schema semplificato del sistema dinamometrico esterno per modelli sezionali	19
2.6	Rendering della Galleria del Vento del Politecnico di Milano .	22
3.1	Lo strumento di misura nel suo insieme, montato in galleria del vento	23
3.2	Bilancia dinamometrica	25
3.3	Forze e momenti applicati sul trasduttore	25
3.4	schema dell'hardware	27
3.5	sezione dell'anima in carbonio	28
3.6	Curve polari statiche	29
3.7	Curve polari statiche derivate	29
3.8	Schema della struttura di sostegno	31

3.9	Disegno di un cavalletto	32
3.10	Schema cinematico equivalente del sistema di movimentazione	33
3.11	Motore elettrico Lenze Typ-MCS-06F41	34
3.12	Manovellismo d'attuazione	34
3.13	Inverter che controlla il movimento del motore	35
3.14	Forze e coppie su un corpo rigido nello spazio	36
3.15	Schema cinematico dell'accoppiamento ideale modello-dinamometro	37
3.16	Confinatore di flusso vincolato a un cavalletto di sostegno	39
3.17	Sensori laser posizionati sotto le manovelle	40
4.1	Modalità di applicazione dei carichi simulanti le azioni aerodinamiche	43
4.2	Reazioni vincolari per lo schema cinematico cerniera carrello	44
4.3	Sistema meccanico equivalente per prove dinamiche	48
5.1	Sezionale in scala <i>full bridge</i>	51
5.2	Coefficiente di drag	52
5.3	Coefficiente di lift	53
5.4	Coefficiente di coppia	53
5.5	Coefficiente di lift medio confrontato con le curve originali	54
5.6	Curve polari statiche derivate	56
5.7	Andamento di a_2^* misurato durante la campagna di prove	58
5.8	Andamento di a_3^* misurato durante la campagna di prove	58
5.9	Andamento di h_2^* misurato durante la campagna di prove	59
5.10	Andamento di h_3^* misurato durante la campagna di prove	59
5.11	Analisi statistica di h_2^*	61
5.12	Analisi statistica di h_3^*	62
5.13	Analisi statistica di a_2^*	62
5.14	Analisi statistica di a_3^*	63
5.15	Deviazione standard delle Flutter Derivatives	63
5.16	Storia temporale acquisita del moto imposto	64
5.17	Storia temporale acquisita delle forze in presenza di vento	65
5.18	Rappresentazione nel piano complesso di θ e delle forze aerelastiche	66
5.19	Confronto degli andamenti di h_2^* . FORCE - curva blu, Politecnico di Milano curva rossa.	68
5.20	Confronto degli andamenti di h_3^* . FORCE - curva blu, Politecnico di Milano curva rossa.	69
5.21	Confronto degli andamenti di a_2^* . FORCE - curva blu, Politecnico di Milano curva rossa.	69
5.22	Confronto degli andamenti di a_3^* . FORCE - curva blu, Politecnico di Milano curva rossa.	70

Introduzione

A partire dall'inizio del Novecento, nell'ambito delle tecniche e dei materiali in uso per la costruzione di ponti sospesi, si sono avuti notevoli sviluppi, che hanno consentito di costruire strutture molto più ardite soprattutto per quel che riguarda l'estensione della luce libera. Tuttavia, rispetto alle realizzazioni precedenti, questa nuova generazione di strutture è risultata molto più leggera, flessibile e con basso livello di smorzamento, il che ha come conseguenza, tra le altre, una maggiore sensibilità all'azione del vento. Sottovallutare questo aspetto si è rivelato catastrofico, come testimonia il collasso del Tacoma Narrow Bridge nel 1940, aumentando la consapevolezza degli ingegneri in merito alla necessità di tener conto dell'effetto del vento sulla struttura durante la sua progettazione.



Figura 1: Crollo del ponte Tacoma, 10 Novembre 1940

Prima degli anni '30, il problema aeroelastico era completamente ignorato nella progettazione dei ponti sospesi, senza conseguenze di rilievo in quanto le strutture possedevano caratteristiche di rigidità e pesantezza tali da risultare praticamente esenti da questo tipo di problemi. Gli studi compiuti dalla "wind engineering" hanno come obiettivo finale quello di assicurare, alle strutture sottoposte all'azione del vento, un comportamento adeguato sia a partire dalle prime fasi della costruzione sia durante tutto il periodo d'uso.

Per raggiungere questo scopo è necessario il contributo di numerose discipline, che permettono di compiere tre passaggi essenziali:

1. studio della morfologia dei venti:

la meteorologia fornisce la descrizione di base delle caratteristiche fisiche dei singoli fenomeni atmosferici di cui si vuole conoscere l'effetto. La micrometeorologia descrive nei dettagli la struttura dei flussi attorno al suolo, e in particolare nel cosiddetto strato limite terrestre.

La climatologia, infine, con strumenti statistici, permette di prevedere quali saranno le condizioni del vento in una determinata località geografica.

2. studio delle forze indotte dal vento sulle strutture:

avviene tramite rilievo sperimentalmente delle azioni a cui è soggetta una struttura per effetto dell'azione del vento, attraverso l'utilizzo di modelli in scala posti in galleria del vento.

3. studio della risposta strutturale:

in generale, le forze aerodinamiche risultano dipendenti dal tempo, e pertanto è necessario ricorrere ai metodi propri della dinamica dei sistemi. Inoltre, è spesso indispensabile studiare in modo approfondito l'interazione tra il comportamento aerodinamico e le caratteristiche elastiche ed inerziali della struttura, per scongiurare fenomeni di instabilità.

Il principale strumento utilizzato per indagare il comportamento di una struttura in risposta alle sollecitazioni indotte dal vento, è l'analisi sperimentale mediante prove in galleria del vento e il rilievo delle forze agenti su di esso o su modelli in scala della stessa. Dette forze vengono misurate sia in condizioni di flusso stazionario (misure statiche), sia in condizioni di flusso non stazionario (misure aeroelastiche o dinamiche), in modo da simulare le effettive condizioni che si possono riscontrare nella realtà.

Nelle indagini in galleria del vento ci sono due possibili approcci:

- le prove possono essere effettuate su modelli di qualunque forma e comunque complessi, avendo cura di riprodurre tutti i fenomeni reali e ricercando tutte le componenti aerodinamiche agenti su di essi; vi sono in questo caso le difficoltà legate alla corretta riproduzione in scala di alcune grandezze come la massa, la rigidità e lo smorzamento strutturale che rendono complessa la realizzazione di un modello affidabile;
- si possono utilizzare modelli sezionali della struttura, ovvero tratti rigidi della stessa in scala ridotta, aventi sezione costante lungo lo sviluppo longitudinale, riconducendo il problema ad una situazione bidimensionale; in questo caso si cerca solo l'andamento del campo di forze aerodinamiche, demandando la definizione del comportamento dell'intera struttura a modelli analitici.

In generale le ricerche effettuate presso il Dipartimento di Meccanica avvengono su modelli sezionali, i quali sono particolarmente adatti per studiare l'aerodinamica di strutture con forme snelle e tipicamente prismatiche (come ponti sospesi, torri e in genere edifici ad elevato sviluppo verticale).

I modelli sezionali, possono essere di dimensioni molto diverse, a seconda del rapporto di scala adottato; a parità di test effettuati, le prove su modelli sezionali di scala maggiore godono di più confidenza in termini di risultati ottenuti, in quanto più vicini al comportamento della struttura in condizioni reali.

Lo scopo del presente lavoro è quello di progettare uno strumento in grado di compiere misure statiche e dinamiche attendibili su modelli sezionali rigidi in scala *full bridge*, nei quali la geometria è molto scalata dovendo riprodurre esattamente un tratto di impalcato del modello aeroelastico completo.

Due sono le possibili modalità di esecuzione delle prove:

- **prove a moto libero:** il modello, viene sospeso elasticamente, in modo tale da essere libero di esprimere i tre gradi di libertà d'interesse (orizzontale, verticale e torsionale) quando viene investito dal vento.
- **prove a moto forzato:** il modello è vincolato ad una struttura di sostegno alla quale può essere imposto, tramite attuatori, il moto armonico desiderato; opportune celle di carico misurano le forze aerodinamiche conseguenti al moto armonico del modello all'interno di una corrente laminare.

Lo strumento di seguito descritto è del tipo a moto forzato e mira ad essere nel suo complesso sufficientemente accurato per la realizzazione di misure significative e ripetibili.

Molti sono i fenomeni che influenzano l'accuratezza delle misure:

- la sensibilità e il fondo scala del trasduttore in rapporto ai carichi statici e dinamici che ci si aspetta di misurare;
- l'indipendenza delle misure dalla distribuzione attuale dei carichi lungo il modello;
- gli inevitabili effetti di deriva dei segnali, se i dinamometri non sono opportunamente protetti dal vento incidente;
- gli "effetti di bordo", a cui è legata una riduzione delle forze causata da effetti 3-D ai lati dal modello;
- l'elevata sensibilità dell'intero strumento di misura alle forze che si intende misurare; infatti per poter eseguire le prove aeroelastiche occorre calibrare opportunamente masse e rigidità dello strumento così da ottenere frequenze proprie sufficientemente elevate da non influenzare le misure stesse.

Presso il Dipartimento di Meccanica sono stati realizzati diversi tipi di dinamometri per la misura delle forze aerodinamiche, tra i quali si citano:

- dinamometri "lateral", esterni al modello e in grado di rilevare le forze nel sistema di riferimento globale [14];
- dinamometri "interni", capaci di rilevare le componenti stazionarie e non stazionarie nel sistema di riferimento locale [6];
- dinamometri di tipo "laterale" per misure nel riferimento locale, anche in regime di flusso non stazionario [1].

In particolare quest'ultima tipologia risulta interessante per la possibilità di effettuare le misure per un qualunque angolo d'incidenza della vena fluida sul modello.

La ricerca di uno strumento di misura in grado di compiere misure statiche e dinamiche su modelli sezionali di piccola taglia, anche nell'intorno di elevati angoli d'incidenza ($\pm 10^\circ$), ha orientando le scelte progettuali verso una soluzione a dinamometri "lateral".

Infatti i dinamometri "interni" per lavorare correttamente necessitano di non essere direttamente investiti dalla vena fluida; ciò implica la progettazione di modelli sezionali dedicati, opportunamente sagomati al loro interno e di dimensioni tali da poterli contenere. Infine tali dinamometri presentano ben precisi limiti all'escursione angolare del modello, e quindi mal si prestano ai nostri scopi.

Nei capitoli successivi, a partire dall'identificazione di due dinamometri adeguati, verranno esposte tutte le scelte progettuali volte a elevare la qualità delle misure; particolare attenzione sarà dedicata alla correzione di quei già citati fattori che, se trascurati, possono introdurre elevata incertezza ed effetti sistematici.

La scelta di dinamometri con caratteristiche di sensibilità e fondo scala adatti agli scopi, non è tuttavia sufficiente da sola all'ottenimento di risultati significativi: si rende dunque necessaria anche una corretta progettazione delle strutture di sostegno e movimentazione unita all'impiego di opportuni algoritmi di identificazione.

In ultimo verranno analizzati criticamente i risultati ottenuti durante la campagna sperimentale condotta presso la Galleria del Vento del Politecnico di Milano su diversi modelli sezionali dell'impalcato dell' Izmith Bay Bridge.

Capitolo 1

Modellazione delle forze aerodinamiche

Nel presente capitolo verranno trattati in modo chiaro e critico i concetti basilari della teoria aerodinamica, che costituiscono i presupposti per la conoscenza delle forze che si intendono rilevare con il sistema di misura realizzato. Dopo una breve trattazione teorica, verranno introdotte le principali metodologie sperimentali che sono attualmente adoperate in galleria del vento, allo scopo di studiare la risposta di una struttura reale all'azione del vento. In particolare, l'attenzione verrà focalizzata agli impalcati di ponte di grande luce, la cui forma snella, tipicamente prismatica e a sviluppo prevalentemente unidirezionale ben si presta ad un'analisi preliminare di tipo 2-D dei flussi aerodinamici agenti su di essa.

Lo strumento di misura, oggetto di studio, è stato infatti concepito e realizzato in vista della caratterizzazione aerodinamica di tali strutture attraverso sperimentazioni, in galleria del vento, con flussi di tipo bidimensionale.

1.1 Il campo di forze aerodinamico

Un corpo che gode di moto relativo rispetto al fluido in cui è immerso, è sottoposto ad un campo di forze sul suo contorno che viene descritto in termini di sforzi: sforzi tangenziali alla parete τ_w , dovuti agli effetti viscosi, e sforzi normali dovuti alla pressione dinamica p . Distribuzioni tipiche di sforzi, nel caso di un profilo alare, sono mostrate in Fig (1.1). Integrando questo andamento lungo il profilo, si ottiene la risultante delle forze aerodinamiche che agiscono sulla struttura.

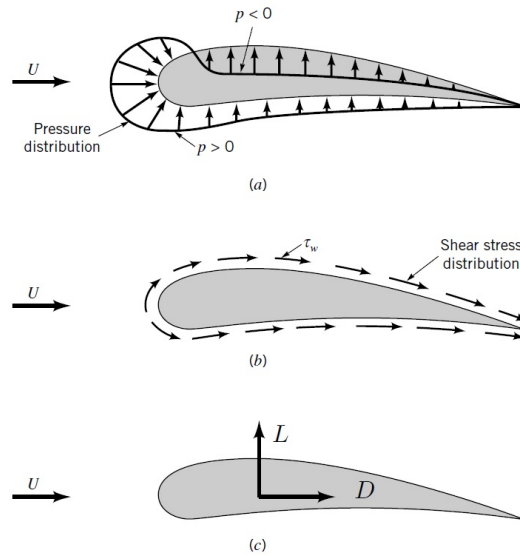


Figura 1.1: Forza su di un corpo immerso in una vena fluida: (a) pressione, (b) sforzi tangenziali, (c) componenti di forza risultanti

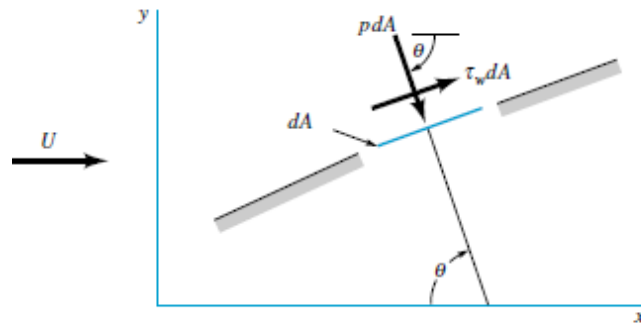


Figura 1.2: Pressioni e sforzi tangenziali su un elemento infinitesimo di superficie del corpo

Formalmente la risultante globale delle forze che corpo e fluido si scambiano all'interfaccia può essere scritta prendendo in considerazione un elemento infinitesimo di area dA della superficie del corpo, Fig(1.2) e operando la seguente integrazione

$$\mathbf{f} = \int (p\hat{\mathbf{n}} + \tau_w\hat{\mathbf{t}}) dA \tag{1.1}$$

Per poter effettuare l'integrazione dell'equazione (1.1) è necessario conoscere la distribuzione di sforzi lungo la superficie. Tali distribuzioni sono estrema-

mente difficili da ottenere nel caso di geometrie complesse e tozze quali sono le sezioni di ponti. In questi casi, si ricorre direttamente alla determinazione delle risultanti globali.

La risultante del campo di forze aerodinamico \mathbf{f} , forza per unità di lunghezza che agisce su una determinata sezione d'impalcato, sarà funzione di alcune grandezze significative del fenomeno d'interazione fluido-struttura [8]:

$$\mathbf{f} = \mathbf{g}(\mathbf{x}(t), \dot{\mathbf{x}}(t), \ddot{\mathbf{x}}(t), \text{forma}, B, \mathbf{u}(t), \mu(t), \rho, \epsilon, t) \quad (1.2)$$

Dove:

$\mathbf{x}(t)$ = $[y(t), z(t), \theta(t)]^T$, il vettore contenente i tre gradi di libertà della sezione, e cioè lo spostamento in direzione orizzontale $y(t)$, lo spostamento in direzione verticale $z(t)$ e la rotazione della sezione, secondo le convenzioni riportate in Fig (1.3).

$\dot{\mathbf{x}}(t)$ il vettore delle rispettive velocità.

$\ddot{\mathbf{x}}(t)$ il vettore delle rispettive accelerazioni.

forma è la una lunghezza caratteristica della sezione.

$\mathbf{u}(t)$ = $[v(t) + V, w(t)]^T$, il campo di velocità della vena incidente indisturbata, con v componente turbolenta orizzontale, V velocità media orizzontale, w componente turbolenta verticale, secondo le convenzioni riportate in in Fig (1.3).

μ la viscosità dinamica dell'aria

ρ la densità dell'aria

ϵ la comprimibilità dell'aria

t il tempo

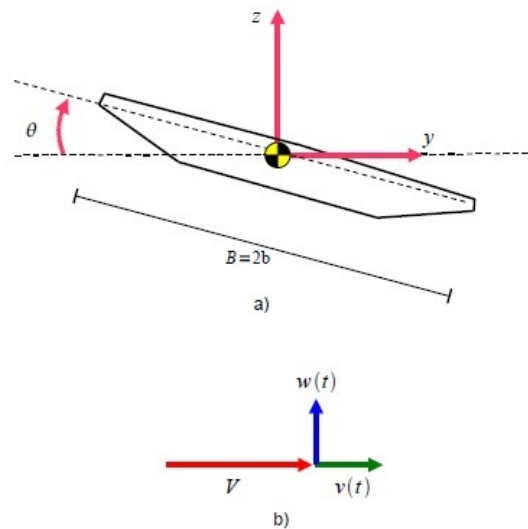


Figura 1.3: Convenzioni per gli spostamenti (a) e per le velocità (b)

Il teorema di Buckingham ci permette di scrivere l'equazione (1.2) in forma adimensionale:

$$\mathbf{C} = \frac{\mathbf{f}}{\frac{1}{2}\rho V^2 B} = \tilde{\mathbf{g}}\left(\frac{\mathbf{x}}{B}, \frac{\dot{\mathbf{x}}}{V}, \frac{\ddot{\mathbf{x}}}{V^2 B}, \text{forma}, \frac{\mathbf{u}}{V}, Re, Ma, s\right) \quad (1.3)$$

dove V è una velocità di riferimento della vena incidente.

E' evidente la dipendenza dell'equazione (1.3) dai seguenti numeri adimensionali :

1. $Re = \frac{\rho V B}{\mu}$ numero di Reynolds
2. $Ma = \frac{V}{\sqrt{\epsilon/\rho}}$ numero di Mach
3. $s = \frac{t}{B/V}$ il tempo adimensionale

oltre che dal vettore dei gradi di libertà adimensionalizzati $\frac{\mathbf{x}}{B}, \frac{\dot{\mathbf{x}}}{V}, \frac{\ddot{\mathbf{x}}}{V^2 B}$.

1.1.1 Dipendenza delle forze aerodinamiche dai parametri fluido struttura

Viene qui di seguito analizzata la dipendenza delle forze aerodinamiche dai vari gruppi adimensionali dell'equazione (1.3).

Dipendenza dallo stato del sistema

Quando la struttura si deforma sotto l'azione dei carichi aerodinamici, altera le condizioni al contorno dell'aerodinamica che, vedendo una forma geometrica modificata, cambia l'entità del forzamento stesso.

Nasce così un'interazione tra il moto della struttura, legato alla sua deformabilità e l'effetto aerodinamico chiamato aeroelasticità. Gli effetti di tale interazione, essendo legati allo stato del sistema ponte, possono influenzarne il comportamento dinamico e potenzialmente possono anche far scaturire condizioni di funzionamento instabili, a causa della dipendenza parametrica delle forze di campo dalla velocità della vena incidente. Possono venire ad instaurarsi instabilità dei seguenti tipi:

- divergenza statica, sorge a causa della mancata definizione positiva della matrice di rigidezza;
- instabilità dinamica ad 1 grado di libertà, dovuta a smorzamento negativo;
- instabilità a più gradi di libertà accoppiati (*flutter*), per effetto combinato di rigidezza e smorzamento.

Dipendenza dal campo di moto del vento

Il vento è un fenomeno naturale, dinamico e aleatorio, di conseguenza la grandezza che lo rappresenta, la velocità, è una grandezza vettoriale variabile sia nello spazio che nel tempo. Quello che accade è che ad una quota elevata rispetto al livello del terreno il moto dell'aria è indipendente dalla rugosità della superficie terrestre, mentre nella zona al di sotto di una certa altezza, l'attrito superficiale diventa importante e il flusso è modificato dalla nascita di un moto turbolento della vena fluida. Tale quota è detta altezza gradiente o strato limite terrestre e varia in funzione del tipo di terreno. Tipicamente si prende come riferimento per la descrizione del campo di moto del vento, un punto infinitamente a monte della sezione di impalcato, in modo da poter descrivere il flusso incidente indisturbato dalla presenza dell'impalcato stesso. Come mostrato in Fig (1.3), si considera una velocità media V , alla quale si sommano le fluttuazioni delle componenti orizzontale e verticale della velocità della corrente, dette $v(t)$, $w(t)$ rispettivamente, funzioni del tempo.

Per quanto riguarda lo studio degli impalcati in esame, questo è stato svolto senza tener in conto gli effetti della turbolenza sulla velocità, dal momento che, tale analisi non era richiesta durante la campagna sperimentale. Nella seguente trattazione $v(t)$, $w(t)$ saranno pertanto da ritenersi nulle e la velocità del vento verrà sempre indicata come un vettore orizzontale di valor medio V .

Dipendenza da Ma

Per valori di Ma bassi, ($Ma < 0.3$), come nel caso in esame, gli effetti di comprimibilità possono in generale essere trascurati, cosicché il comportamento dell'aria è assimilabile a quello di un fluido incomprimibile.

Dipendenza da Re

Il numero di Reynolds è un numero adimensionale che può essere interpretato come rapporto tra le forze d'inerzia di natura turbolenta e le forze viscosse del fluido. Dalla sua entità dipendono la struttura dello strato limite e quella della vena fluida intorno al corpo.

Al variare del regime di moto attorno al corpo, che può essere laminare, di transizione, oppure turbolento, vengono modificate le distribuzioni di pressione e velocità attorno ad esso, con conseguenti variazioni delle forze aerodinamiche generate.

E' importante tenere conto di questo parametro in fase di definizione sperimentale delle forze aerodinamiche in quanto vengono misurate su modelli che non sono scalati secondo questo parametro. E', oggi, prassi consolidata l'effettuare prove a fattori di scala diversi per verificare il dato sperimentale all'approssimarsi delle condizioni di flusso a quelli reali, eventualmente

sfruttando la dipendenza dei coefficienti anche dalla rugosità superficiale, o utilizzando galleria del vento pressurizzate [7].

Dipendenza dal tempo adimensionale s , ovvero dalla frequenza ridotta V^*

Il tempo adimensionale s rappresenta il rapporto tra le accelerazioni locali, lagrangiane, dovute alla non stazionarietà del campo di moto e le accelerazioni convettive, euleriane, dovute alle variazioni di velocità tra i punti.

Da un'altro punto di vista, ma con il medesimo significato, rappresenta il rapporto tra i tempi caratteristici dei due fenomeni: il moto strutturale e l'interazione fluido-profilo che crea le forze aerodinamiche.

Tipicamente in ambito ingegneristico si usa quest'ultima interpretazione, e si utilizza il gruppo adimensionale *velocità ridotta*, V^* al posto del tempo adimensionale s .

La velocità ridotta è così definita:

$$V^* = \frac{V}{fB} \quad (1.4)$$

dove, V è la velocità del flusso incidente, B è la corda del profilo ed f è una frequenza rappresentativa delle variazioni non stazionarie.

Supponendo da una parte che il moto strutturale sia armonico di frequenza ω , per cui il periodo che la struttura impiega per compiere un'oscillazione completa sia dato da:

$$T_m = \frac{1}{f} \quad (1.5)$$

e dall'altra, che il tempo di interazione tra una particella e il profilo sia data da:

$$T_a = \frac{B}{V} \quad (1.6)$$

Se $T_a \ll T_m$ si può ritenere che le particelle che scorrono sul profilo lo percorrano senza avvertire una apprezzabile variazione di configurazione. In questo caso perciò, i fenomeni aerodinamici risultano molto più veloci del moto strutturale e l'approssimazione quasi-stazionaria è applicabile.

In maniera speculare, se V/B è inferiore o paragonabile ad f , allora la velocità ridotta assume dei valori contenuti e la sua dipendenza nella descrizione del fenomeno diventa importante e si deve prescindere da uno schema quasi-stazionario. Dalle (1.5) e (1.6) risulta evidente il significato fisico della V^* e come la non-stazionarietà possa essere dovuta sia allo stato del sistema (moto non-stazionario della sezione), che da una variazione non-stazionaria della vena incidente.

In altri termini, quanto più è bassa la velocità ridotta tanto più sono importanti gli effetti dinamici nello studio della risposta aeroelastica del ponte soggetto a vento turbolento.

1.1.2 Forze aerodinamiche statiche

L'azione del vento laminare su una sezione allungata, come un'ala o un impalcato di ponte sospeso, produce un sistema di forze che equivale ad un'unica forza risultante F_A applicata in un punto del corpo, denominato centro di pressione.

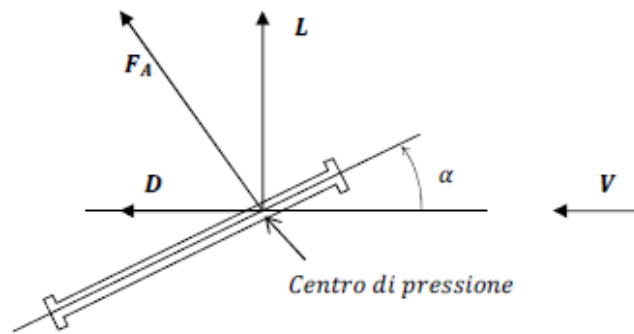


Figura 1.4: Convenzioni per le forze stazionarie

Le convenzioni del mondo aeronautico vogliono che questa risultante venga scomposta in due componenti, una parallela alla direzione del vento incidente laminare, detta forza di resistenza (o equivalentemente *drag*), indicata con D , e l'altra perpendicolare a questa, detta forza di portanza (o equivalentemente *lift*), identificata dalla lettera L . Volendo inoltre ridurre, per questioni di convenzioni, la risultante al baricentro della sezione, si introduce anche un momento di trasporto M nel sistema di forze, dipendente dalla distanza d che separa centro di pressione da centro di massa.

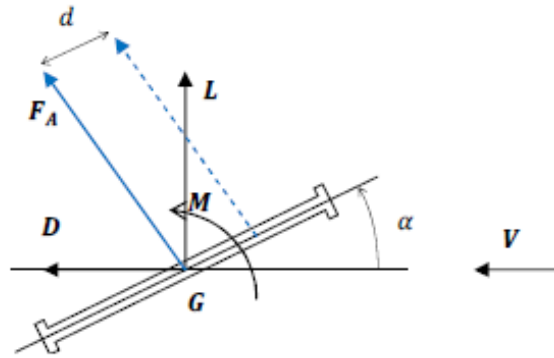


Figura 1.5: Scomposizione delle forze aerodinamiche rispetto al baricentro della sezione

Nel caso di flusso stazionario, quando l'angolo d'incidenza e l'intensità della velocità relativa non variano nel tempo valgono le seguenti espressioni analitiche delle azioni aerodinamiche, per unità di lunghezza, basate su coefficienti sperimentali :

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V_r^2 B} = C_D(\alpha) \quad (1.7a)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_r^2 B} = C_L(\alpha) \quad (1.7b)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V_r^2 B^2} = C_M(\alpha) \quad (1.7c)$$

essendo V_r la velocità relativa tra profilo e vena e α l'angolo relativo medio tra la velocità relativa e il profilo, detto *angolo d'attacco*, come mostrato in Fig 1.5.

1.1.3 Forze non-stazionarie, approccio mediante flutter derivatives (FD)

Quando il flusso attorno all'oggetto presenta delle fluttuazioni (a causa o di turbolenze nel flusso stesso, o di distacco di vortici, oppure a causa di moti strutturali in grado di interagire con le azioni aerodinamiche) questi coefficienti risultano dipendenti dal tempo. La teoria classica utilizzata dagli ingegneri del vento che permette di tener conto della dipendenza dagli effetti non stazionari delle forze aerodinamiche, e quindi della dipendenza da V^* , viene ereditata direttamente dal mondo aeronautico.

Nel caso della lastra piana, *flat plate*, in moto armonico secondo i gradi di libertà verticale e torsionale all'interno di un fluido incomprimibile, Theodorsen [12] ha dimostrato, lavorando sui flussi a potenziale, la linearità di

F_z e F_θ rispetto a z , α e alle loro derivate prime e seconde. In tale teoria, i coefficienti aerodinamici instazionari venivano espressi tramite due funzioni $F(k)$ e $G(k)$, dove $k = b\omega/V$ è la frequenza ridotta, b la metà della corda del profilo, V la velocità del flusso e ω la frequenza circolare. La funzione complessa $C(k)$, di cui $F(k)$ e $G(k)$ sono rispettivamente la parte reale ed immaginaria, è conosciuta come *Funzione di Theodorsen*.

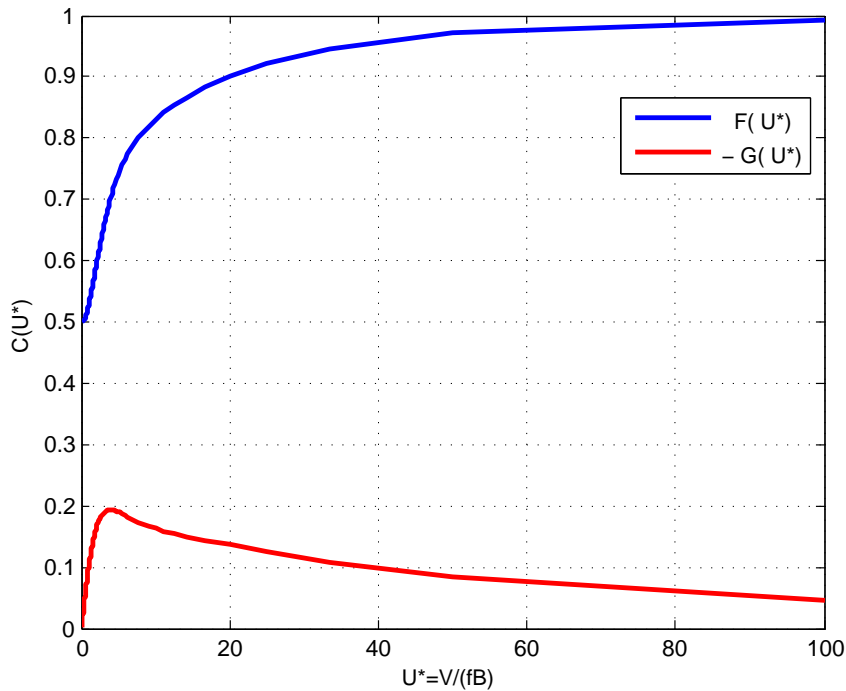


Figura 1.6: Funzione di Theodorsen

Per le geometrie tozze, tipiche dell'ingegneria del vento, non è possibile derivare formulazioni analitiche dei coefficienti aerodinamici instazionari a partire da semplici considerazioni sui flussi potenziali. Tuttavia Scanlan e Tomko [10], hanno mostrato come, anche per i corpi tozzi in moto oscillatorio di piccola ampiezza attorno ad una posizione di equilibrio, le componenti auto-eccitate di portanza e momento possano essere viste come funzioni lineari dello spostamento strutturale verticale, della torsione della sezione e delle loro prime due derivate. I coefficienti aerodinamici possono poi essere misurati tramite opportune prove sperimentali in galleria del vento. Le prove hanno dimostrato come, analogamente al caso dei profili alari, i coefficienti aerodinamici di un corpo di geometria tozza siano funzioni della velocità ridotta.

Sono state sviluppate varie formulazioni lineari per la scrittura delle forzanti

aeroelastiche, $F_z|_{se}$ e $M_\theta|_{se}$, sia nel dominio del tempo che in quello della frequenza, di cui la più classica e utilizzata a livello internazionale nell'ambito dell'ingegneria del vento è quella di Scanlan, che si riferisce ad una convenzione di segni come quella in Fig(1.7):

$$F_z|_{se} = pBL \left\{ \frac{H_1^*}{V_\omega^*} \frac{i\omega y}{V} + \frac{H_4^*}{V_\omega^{*2}} \frac{y}{B} + \frac{H_2^*}{V_\omega^*} \frac{i\omega B\theta}{V} + \frac{H_3^*}{V_\omega^{*2}} \theta \right\} \quad (1.8a)$$

$$F_\theta|_{se} = pB^2L \left\{ \frac{H_1^*}{V_\omega^*} \frac{i\omega y}{V} + \frac{H_4^*}{V_\omega^{*2}} \frac{y}{B} + \frac{H_2^*}{V_\omega^*} \frac{i\omega B\theta}{V} + \frac{H_3^*}{V_\omega^{*2}} \theta \right\} \quad (1.8b)$$

dove V è la velocità del vento, $p = 1/2\rho V^2$ la pressione dinamica del vento, B ed L sono rispettivamente la corda e la lunghezza del profilo, ω la frequenza circolare di oscillazione e $V_\omega^* = V/(\omega B)$ la velocità ridotta.

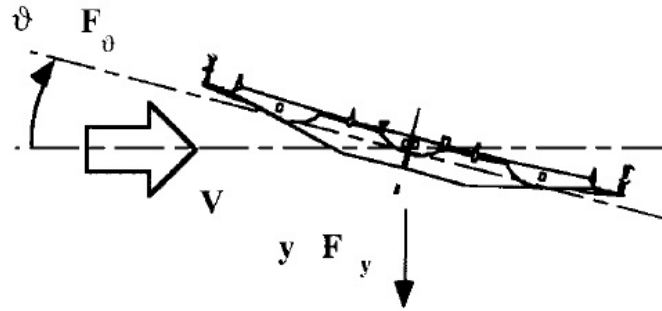


Figura 1.7: convenzioni usate da Scanlan per forze e spostamenti

Questa formulazione presuppone movimenti sincroni del tipo:

$$z(t) = Ze^{i\omega t} \quad \dot{z}(t) = i\omega Ze^{i\omega t} \quad \ddot{z}(t) = -\omega^2 Ze^{i\omega t} \quad (1.9)$$

$$\theta(t) = \Theta e^{i\omega t} \quad \dot{\theta}(t) = i\omega \Theta e^{i\omega t} \quad \ddot{\theta}(t) = -\omega^2 \Theta e^{i\omega t} \quad (1.10)$$

per cui non appare la dipendenza esplicita dalle accelerazioni, i cui effetti sono inglobati nei termini posizionali $z(t)$ e $\theta(t)$ essendo $\ddot{z}(t) = -\omega^2 Ze^{i\omega t}$ e $\ddot{\theta}(t) = -\omega^2 \Theta e^{i\omega t}$.

I coefficienti $\{H_i^*, A_i^*; i = 1, 3\}$, funzioni di V_ω^* e dell'angolo statico θ_m , sono detti *flutter derivatives* (o derivate aeroelastiche) e le quantità adimensionali che li moltiplicano possono essere viste come angoli d'attacco equivalenti.

Le equazioni (1.12) possono essere riscritte nella forma:

$$F_z|_{se} = pBL \frac{1}{V_\omega^{*2}} \left\{ (H_4^* + iH_1^*) \frac{y}{B} + (H_3^* + iH_2^*) \theta \right\} \quad (1.11a)$$

$$F_{\theta}|_{se} = pB^2L \frac{1}{V_{\omega}^{*2}} \left\{ (A_4^* + iA_1^*) \frac{y}{B} + (A_3^* + iA_2^*) \theta \right\} \quad (1.11b)$$

che evidenzia come i coefficienti $\{H_i^*, A_i^*\}$ siano la parte reale ed immaginaria delle funzioni di trasferimento tra forze adimensionali e spostamenti adimensionali moltiplicati per il quadrato della velocità ridotta.

A causa della normalizzazione adottata alle basse velocità ridotte, le flutter tendono a zero, rendendo poco confrontabili i dati in questo range di valori e particolarmente sensibili al rumore in fase di determinazione sperimentale. Un'altra formulazione delle flutter derivatives, a cui ci riferiremo in tutto il proseguo, è quella proposta dal Politecnico di Milano [15], che è analoga a quella più classica di Scanlan a meno di un fattore di scala che permette una maggiore leggibilità dei valori a qualsiasi velocità ridotta oltre ad un'interpretazione più fisica delle flutter:

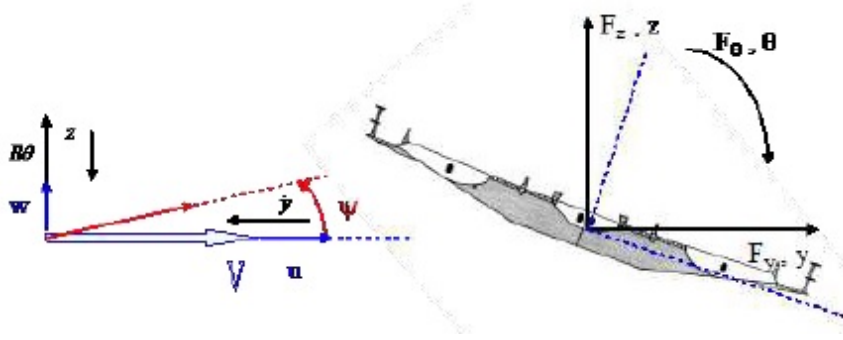


Figura 1.8: convenzioni usate dal Politecnico di Milano per forze e spostamenti

$$F_y|_{se} = pBL \left\{ -p_1^* \frac{i\omega z}{V} - p_2^* \frac{i\omega B\theta}{V} + p_3^* \theta + p_4^* \frac{\pi}{2V_{\omega}^{*2}} \frac{z}{B} - p_5^* \frac{i\omega y}{V} + p_6^* \frac{\pi}{2V_{\omega}^{*2}} \frac{y}{B} \right\}$$

$$F_z|_{se} = pBL \left\{ -h_1^* \frac{i\omega z}{V} - h_2^* \frac{i\omega B\theta}{V} + h_3^* \theta + h_4^* \frac{\pi}{2V_{\omega}^{*2}} \frac{z}{B} - h_5^* \frac{i\omega y}{V} + h_6^* \frac{\pi}{2V_{\omega}^{*2}} \frac{y}{B} \right\}$$

$$F_{\theta}|_{se} = pB^2L \left\{ -a_1^* \frac{i\omega z}{V} - a_2^* \frac{i\omega B\theta}{V} + a_3^* \theta + a_4^* \frac{\pi}{2V_{\omega}^{*2}} \frac{z}{B} - a_5^* \frac{i\omega y}{V} + a_6^* \frac{\pi}{2V_{\omega}^{*2}} \frac{y}{B} \right\}$$

In questa nuova formulazione sono state aggiunte le flutter derivatives associate alla forza di Drag e al moto orizzontale [11]. Facendo riferimento alle convenzioni di segno di Fig (1.8), il segno meno dei termini $\{p_i^*, h_i^*, a_i^*; i = 1, 3, 5\}$ è coerente con i valori asintotici positivi che assumono tali coefficienti nel caso dei profili alari.

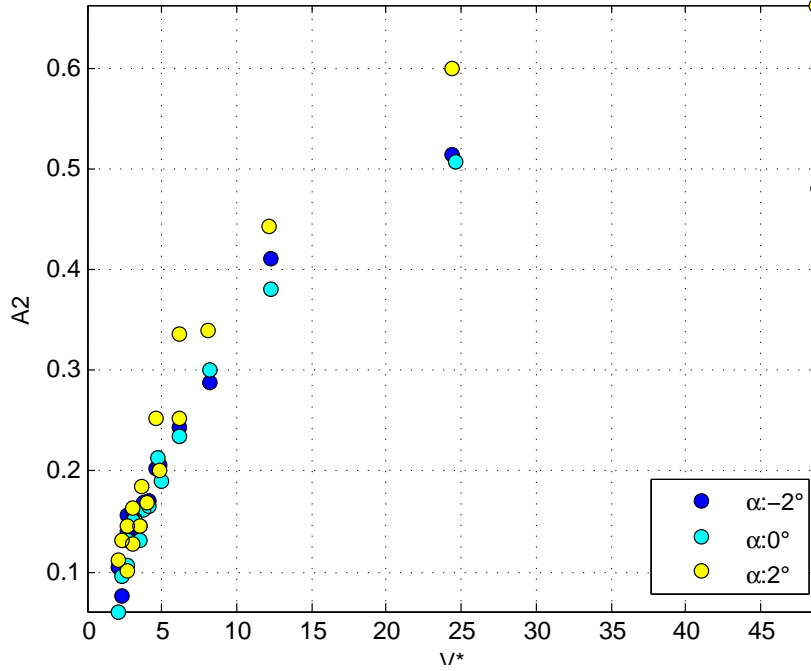


Figura 1.9: Esempi di flutter derivatives nella convenzione Politecnico di Milano

In parallelo alla formulazione nel dominio delle frequenze, è possibile formulare il problema aeroelastico nel dominio del tempo, sfruttando la corrispondenza biunivoca di rappresentazione tra i due domini. Ad esempio la forza di Lift può essere espressa in funzione del tempo adimensionale s , come:

$$F_z|_{se} = pB \int_{-\infty}^s [I_{Lz}(s-\sigma)z(\sigma) + I_{Ly}(s-\sigma)y(\sigma) + I_{L\theta}(s-\sigma)\theta(\sigma)] d\sigma \quad (1.13)$$

essendo I_{Li} la funzione aerodinamica di risposta all'impulso.

La rappresentazione nel campo delle frequenze risulta perciò equivalente a quella nel tempo.

Tuttavia, poichè le forze non stazionarie vengono misurate con metodi che operano nel dominio delle frequenze, e vengono ricavate come funzioni per punti, la rappresentazione nel dominio del tempo, richiede l'impiego di funzioni continue (le funzioni I , ad esempio) che sono difficili da ottenere da un tale dataset discreto. Quindi sono necessarie delle funzioni continue approssimanti il dataset sperimentale in funzione della frequenza ridotta. Questa rappresentazione richiede perciò un'ulteriore elaborazione del dato sperimentale, che non sempre è di facile risoluzione e interpretazione.

Capitolo 2

Caratterizzazione sperimentale dell'aerodinamica degli impalcati

La trattazione analitico-numerica (per integrazione diretta delle equazioni di Navier-Stokes) dei flussi reali attorno ad un oggetto di forma complessa è ancora ad oggi di ingente difficoltà, nonostante la potenza computazionale assunta dai calcolatori ed è utilizzata per lo più solo in ambito di ricerca; giocoforza la determinazione sperimentale dei coefficienti aerodinamici, attraverso la misura delle forze statiche e dinamiche agenti su modelli fisici in scala posti in galleria del vento, al variare dei parametri caratteristici da cui tali coefficienti dipendono.

La necessità di operare su modelli in scala ridotta richiede la trattazione rigorosa della teoria della similitudine fisica [16], che pone l'enfasi su una serie di numeri adimensionali e di criteri di similitudine che vengono applicati sia alla vena fluida che al modello con cui si eseguono le prove. In questo modo si dovrebbe riscontrare una perfetta coincidenza tra i risultati degli esperimenti in scala ridotta e il comportamento della struttura reale. E' però anche evidente che taluni criteri, stabiliti attraverso la similitudine, non possono essere in pratica soddisfatti durante le prove (basti ad esempio pensare alla scabrezza della superficie del modello, che in molti casi non è possibile ridurre in base al fattore di scala rispetto a quella della struttura reale, o all'effetto di bloccaggio che si riscontra in galleria del vento).

In questa sede peraltro non saranno approfonditi questi importanti argomenti, in quanto il lavoro svolto si è concentrato sulle problematiche legate alla misurazione delle forze in galleria del vento e all'analisi statistica dei risultati ottenuti.

Si ritiene invece utile fornire una breve panoramica sulle principali modalità di prova in galleria del vento per lo studio del comportamento aerodinamico degli impalcati di ponti sospesi.

2.1 Le principali tecniche di misura delle caratteristiche aerodinamiche

Prove su modelli aeroelastici completi

I modelli *full bridge*, sono delle vere e proprie riproduzioni complete e in scala opportuna della struttura in esame e vengono utilizzate per studiarne il comportamento dinamico; un esempio è visibile in figura 2.1. Per riprodurre esattamente il comportamento della struttura reale questi modelli devono soddisfare, oltre alla similitudine geometrica, ad opportune condizioni di similitudine relative ai parametri modali della struttura, ossia la distribuzione delle masse, le frequenze proprie di oscillazione, lo smorzamento meccanico, i modi di vibrare, etc. La costruzione di questi modelli è dunque molto elaborata e costosa. Essi risultano però di grande utilità, in quanto sono direttamente rappresentativi della struttura reale, sia per quanto riguarda il comportamento elastico, sia per quanto concerne i complessi flussi d'aria che si generano attorno alla struttura stessa.



Figura 2.1: Modello completo dell'Izmit Bay Bridge in scala 1 : 220

Prove su modelli sezionali

Con questo nome vengono identificate tre modalità di esecuzione di prove:

- *Prove statiche e quasi statiche*: mirate ad identificare, le forze dovute agli effetti statici e caratterizzate dal moto torsionale a bassa frequenza del modello sezionale immerso in una corrente laminare.

- *Prove non stazionarie a moto imposto*: sono mirate ad identificare le forze dovute agli effetti aeroelastici. Vengono condotte imponendo al modello, in maniera indipendente o accoppiata, un moto vibratorio sinusoidale a frequenze diverse in una corrente sempre laminare e misurando simultaneamente le forze che nascono in conseguenza al moto imposto.
- *Prove a moto libero*: sono sempre prove non stazionarie e servono a verificare tutte le interazioni tra diversi tipi di forzamento (aeroelastico o buffeting). In questo caso il modello viene sospeso elasticamente e lasciato libero di muoversi secondo i tre gradi di libertà d'interesse (orizzontale, verticale e torsionale) quando viene investito dalla corrente

Le ultime due tecniche sono mirate all'identificazione dei coefficienti aerodinamici instazionari detti *Flutter Derivatives*. Le prove a moto libero offrono il vantaggio di non richiedere la progettazione di dispositivi particolarmente complicati per essere realizzate producendo però risultati poco accurati e ripetibili in quanto i segnali sono disturbati dalle vibrazioni indotte dal distacco di vortici a valle del profilo e dall'invitabile turbolenza residua della galleria.

Le prove a moto imposto invece, caratterizzate da un buon rapporto segnale-rumore, sono considerate a livello internazionale le tecniche più accurate per l'estrazione delle flutter derivatives; offrono il vantaggio di poter misurare tali coefficienti anche all'interno di flussi turbolenti e di poter indagare correttamente il campo di moto fino alla velocità di flutter. Esse sono tuttavia attualmente meno diffuse delle prime sia a livello di ricerca, sia a livello realizzativo, perchè più complicate da realizzare.

Modelli full bridge vs modelli sezionali

Rispetto ai modelli completi, i modelli di tipo sezionale presentano, oltre a un minor costo, l'importante vantaggio di consentire la misurazione delle caratteristiche aerodinamiche (tipicamente i coefficienti aerodinamici e quelli aeroelastici) della struttura in esame. La conoscenza di queste caratteristiche rende possibile lo studio analitico della risposta al vento della struttura reale attraverso le tecniche proprie della dinamica dei sistemi.

Tipicamente si crea un modello numerico del comportamento dinamico della struttura completa e i risultati sperimentali ottenuti sul modello bidimensionale rigido, dopo essere stati opportunamente elaborati e interpolati, vengono inseriti all'interno del calcolo per caratterizzare istante per istante il forzamento aerodinamico. Non va tuttavia dimenticato che la bidimensionalità dei flussi che contraddistingue gli esperimenti compiuti con modelli di tipo sezionale, non riesce in molti casi a fornire una panoramica esauriente del comportamento della struttura. Di conseguenza le analisi compiute su un

modello completo forniscono le informazioni necessarie a finalizzare in modo più preciso sia gli esperimenti eseguiti con modelli sezionali, sia le procedure analitiche, in modo da consentire in ultima istanza previsioni più affidabili. Nello svolgimento di un progetto complesso di wind engineering le varie tipologie di prove risultano dunque in un certo senso complementari.

2.2 Modello sezionale

Il modello sezionale è un modello rigido concettualmente costituito da due parti indipendenti, una strutturale e una geometrica.

La parte strutturale ha il compito di collegare il modello al sistema di movimentazione soddisfacendo alle richieste seguenti:

- rigidezza elevata, così da ottenere alte frequenze proprie e permettere la movimentazione dinamica della struttura evitando deformabilità importanti;
- massa contenuta, tale da ridurre le forze d'inerzia privilegiando la misura delle forze aerodinamiche.

L'esigenza di un criterio di progetto a rigidezza ci porta ad optare per l'uso di un materiale con elevato rapporto tra modulo di elasticità e densità $\sqrt{E/\rho}$ come la fibra di carbonio multistrato.

L'utilizzo di modelli sezionali presuppone la validità dell'ipotesi di bidimensionalità del campo di moto. Dal mondo aeronautico è noto che un'ala di lunghezza finita immersa in una vena fluida è caratterizzata da un campo di moto la cui tridimensionalità è resa evidente dalla formazione di vortici di scia alle sue estremità; tale fenomeno è dovuto all'annullamento delle pressioni all'estremità alare e alla conseguente nascita di una componente trasversale della velocità. L'inserzione di appositi separatori di flusso ai lati del modello consente di evitare localmente l'insorgere di questi fenomeni, riconducendo il flusso alla bidimensionalità e garantendo una maggiore accuratezza della misura.

La parte geometrica ha il compito di riprodurre le caratteristiche di forma dell'impalcato e quindi le forze aerodinamiche agenti, è costituita da una scocca esterna in materiale polimerico, *styrofoam*, mentre i parapetti sono realizzati con fogli di ottone fotoincisi. Tali parapetti acquisiscono grande importanza per quanto riguarda l'aerodinamica dell'impalcato e per questo motivo si è resa necessaria una valutazione di diverse combinazioni di barriere con diversi livelli di trasparenza al vento per ricalcare al meglio i coefficienti aerodinamici target.

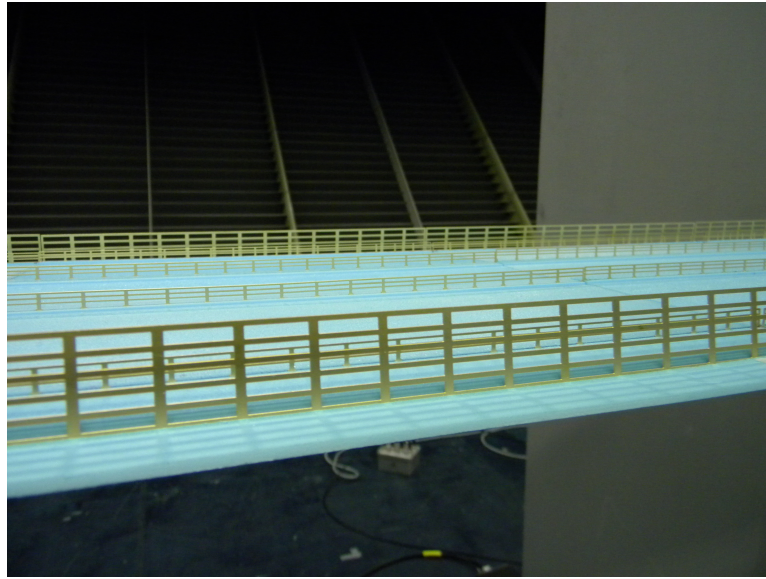


Figura 2.2: Esempi di barriere

I modelli sezionali possono essere sottoposti a prove a moto imposto per fornire i coefficienti aerodinamici statici e le Flutter Derivatives in accordo alle definizioni e convenzioni riportate nel capitolo precedente.

La tipica metodologia di prova prevede di posizionare il modello sezionale, opportunamente vincolato alla struttura di movimentazione, in galleria del vento; il rilievo delle caratteristiche aerodinamiche avviene, una volta imposto il moto armonico desiderato ai gradi di libertà d'interesse, attraverso la misura simultanea da un lato delle forze di lift, drag e coppia e dall'altro dei moti imposti.

A seconda della modalità di vincolo del dinamometro adottato le forze di lift e drag vengono definite in due diversi sistemi di riferimento: essi verranno indicati come riferimento locale e riferimento globale e risultano solidali, rispettivamente, uno al modello e l'altro al mondo esterno, in accordo alla Fig (2.3).

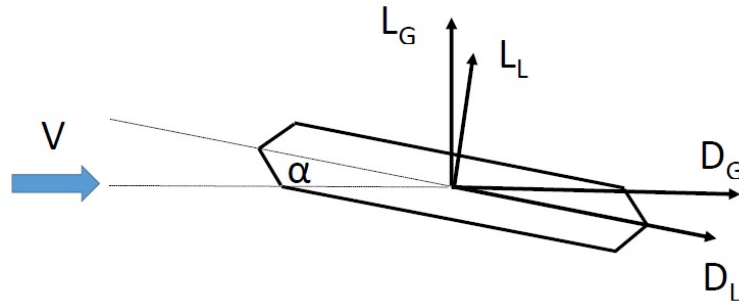


Figura 2.3: convenzioni di segno e sistema di riferimento assoluto e locale

Il legame tra forze espresse nei due sistemi è :

$$D_g = D_l \cos \alpha + L_l \sin \alpha \quad (2.1a)$$

$$L_g = -D_l \sin \alpha + L_l \cos \alpha \quad (2.1b)$$

Nelle precedenti sperimentazioni compiute presso il Dipartimento di Meccanica del Politecnico di Milano, sono stati realizzati diversi tipi di dinamometri, che misurano le forze nell'uno o nell'altro sistema di riferimento:

- dinamometri laterali, esterni al modello e in grado di rilevare le forze stazionarie nel sistema di riferimento globale [14];
- dinamometri interni, capaci di rilevare le componenti stazionarie e non stazionarie nel sistema di riferimento locale [6];
- dinamometri di tipo laterale per misure nel riferimento locale, anche in regime di flusso non stazionario [1].

I dinamometri di tipo interno sono completamente annegati nel modello, il quale viene opportunamente sagomato nella parte interna in modo da poterli contenere. Un tipico esempio è visibile in Fig (2.4). Il modello è diviso in tre parti, di cui solamente quella centrale è resa dinamometrica, mentre quelle laterali servono a mantenere la continuità della vena fluida e a fare dunque in modo che gli effetti di bordo non interessino la zona centrale.

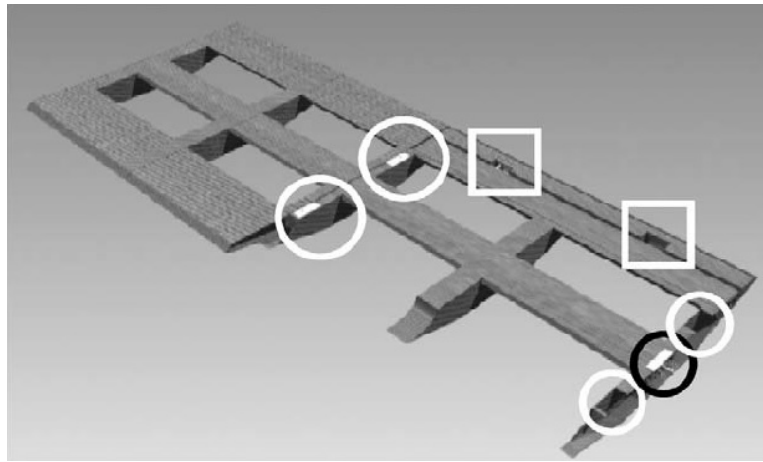


Figura 2.4: Un modello sezionale con dinamometri interni

I dinamometri di tipo laterale, di cui è visibile lo schema in Fig (2.5), sono posizionati esternamente alla vena fluida e sorreggono dai due lati il modello, il quale invece è completamente immerso nel campo di moto del vento. I dinamometri laterali risultano indispensabili per effettuare misure su strutture che per loro natura non possono contenere i dinamometri interni, quali ad esempio le strutture reticolari, o i modelli sezionali in scala *full bridge*, nei quali la geometria fortemente scalata non permette di contenerli. Infatti i dinamometri interni devono necessariamente essere nascosti all'interno del modello, perchè se fossero investiti dalla vena fluida non misurerebbero più soltanto le azioni sull'impalcato, ma anche quelle della vena fluida sul dinamometro stesso.

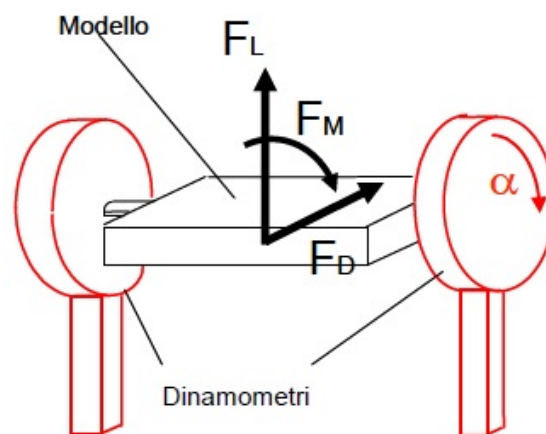


Figura 2.5: Schema semplificato del sistema dinamometrico esterno per modelli sezionali

Un vantaggio dei dinamometri laterali rispetto a quelli interni è l'impiego di modelli sezionali che occupino con la loro parte sensibile l'intera larghezza della vena fluida, e non solamente un terzo circa di essa, ottenendo, a parità di altre condizioni, una sensibilità sulla misura circa tre volte maggiore.

2.3 Il procedimento di misura adottato per i coefficienti aerodinamici

Nel nostro caso particolare, e in accordo con lo schema di Fig (2.5) il modello sezionale utilizzato per le misure è stato vincolato in modo opportuno (vedi capitolo ??) ai due dinamometri laterali, i quali sono fissati alla struttura di sostegno. Misurando le reazioni vincolari del modello sui dinamometri stessi è possibile risalire, imponendo il rispetto dell'equilibrio del modello, alle forze agenti. In pratica ciò avviene sommando le indicazioni omologhe dei dinamometri di destra e di sinistra, in modo da ottenere la misura delle forze nel riferimento locale: i dinamometri infatti ruotano solidalmente al modello.

Le prove per la misura delle forze aerodinamiche sono progettate in modo da poter caratterizzare le forze in modo da evidenziare le componenti statiche e non stazionarie e la loro dipendenza dallo stato del sistema e dal campo di moto della vena incidente.

2.3.1 Coefficienti stazionari

Le prove quasi statiche vengono condotte allo scopo di identificare i coefficienti aerodinamici C_D , C_L , C_M della sezione di impalcato al variare dell'angolo d'attacco. Il sistema di movimentazione fornisce al modello un moto armonico puramente torsionale attorno al suo asse longitudinale ad una frequenza molto bassa (0.025 Hz) in modo da eliminare i contributi di forze autoeccitate non stazionarie, essendo la velocità ridotta molto elevata.

L'intervallo di angoli d'attacco spazzato dal moto è generalmente compreso tra ± 10 gradi e l'acquisizione si protrae per almeno 4 periodi di oscillazione dell'impalcato. In tal modo per ciascun angolo d'attacco si ha a disposizione un numero di misure tale da garantirne l'affidabilità e la ripetibilità. La procedura prevede una duplice esecuzione della prova, in assenza ed in presenza di flusso laminare (chiamate rispettivamente *prove senza vento* e *prove con vento*), in modo da consentire una corretta depurazione delle forze misurate dai contributi dovuti allo sbilanciamento del peso durante la movimentazione.

I coefficienti vengono misurati per diversi Re , in modo da verificare l'indipendenza da questo parametro.

2.3.2 Flutter Derivatives

Questi coefficienti vengono identificati con metodi diretti, basati sulla misura diretta delle forze a fronte di un moto imposto al modello sezionale effettuate in condizioni di vento medio laminare incidente.

La condizione di moto imposto consiste in un moto armonico torsionale; il moto è pilotato attraverso il sistema di movimentazione attorno ad un angolo d'attacco medio dell'impalcato. Le forze dovute a spostamenti orizzontali vengono generalmente trascurate, in quanto influenzano marginalmente la risposta aeroelastica, e vengono utilizzati i valori quasi - statici.

I limiti in frequenza ed in ampiezza sono dettati da setup di movimentazione e dalla dinamica del modello.

Definite le condizioni di prova viene effettuata una prima acquisizione in condizioni di assenza di vento registrando le forze che si scaricano sulle bilance (che rappresentano le componenti della forza peso e le forze d'inerzia della sezione). Successivamente viene effettuata la prova con vento, acquisendo le forze che contengono anche i termini aerodinamici.

Tali misure, una volta depurate delle azioni d'inerzia misurate in condizioni di prova senza vento [4], permettono la valutazione delle funzioni di trasferimento tra le forze dovute al vento e il movimento dell'impalcato.

Informazioni approfondite riguardo al set-up di misura e alla procedura di acquisizione dei dati verranno fornite nei capitoli successivi.

2.4 La galleria del vento

L'impianto di galleria del vento, utilizzato per effettuare le prove sperimentali oggetto di questo lavoro di tesi, è quello di recente realizzazione presso il campus Bovisa del politecnico di Milano (2.6). E' singolare la configurazione a circuito chiuso a layout verticale con presenza di due camere di prova, con caratteristiche complementari (sezioni 4 x 4 m ad alta velocità e bassa turbolenza e una 14 x 4 a strato limite terrestre a bassa velocità), ottimizzate l'una per prove di ingegneria del vento, l'altra per prove in ambito aeronautico. L'impianto è equipaggiato con 14 ventilatori assiali posizionati in parallelo, per un totale di 1,4 MW di potenza.

In particolare, delle due camere di prova di cui è fornita la galleria, si è usufruito della camera per prove ambientali a strato limite. Tale camera offre una sezione di prova pari a 14 m di larghezza per 4 m di altezza con una velocità del vento che può raggiungere i 15 m/s.

Le elevate dimensioni della camera di prova hanno consentito di effettuare le prove con effetto di bloccaggio trascurabile.

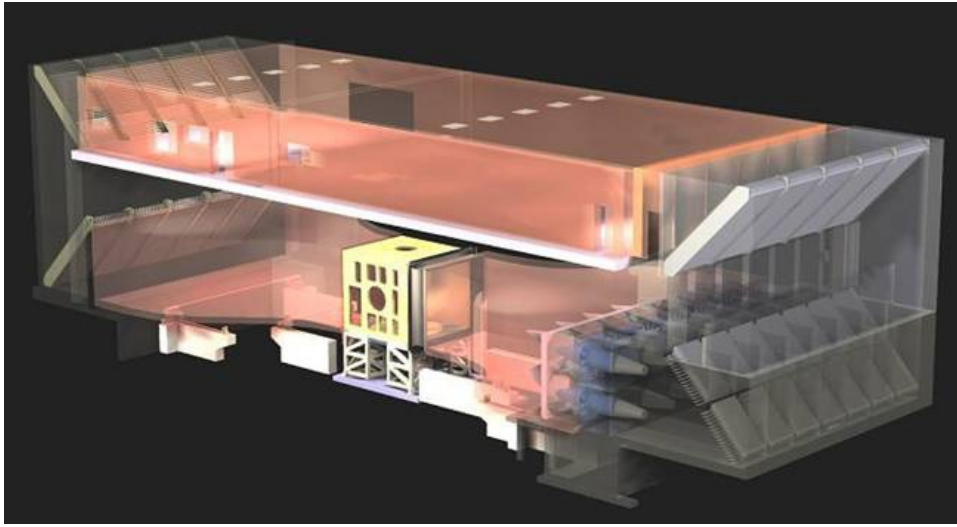


Figura 2.6: Rendering della Galleria del Vento del Politecnico di Milano

La buona qualità della vena caratterizzata da un indice di turbolenza inferiore al 2% consente di poter considerare le prove effettuate in assenza di generazione attiva di turbolenza in flusso laminare.

Capitolo 3

Descrizione dello strumento di misura

Lo strumento di misura nel suo insieme, rappresentato in Fig (3.1), è stato concepito per soddisfare quattro fondamentali esigenze:



Figura 3.1: Lo strumento di misura nel suo insieme, montato in galleria del vento

1. il sistema deve essere facile da usare ed estremamente versatile. In particolare, deve poter essere utilizzato con ampia varietà di modelli; deve essere possibile un suo rapido piazzamento in galleria del vento (mantenendo la dovuta precisione); deve risultare facile e rapido collegare il modello ai dinamometri.
2. il sistema, per effettuare misure di parametri aerodinamici di impalcati di ponti o di profili alari, deve avere la possibilità di far ruotare il modello sotto esame per angoli di $\pm 10^\circ$ rispetto alla posizione orizzontale.
3. lo strumento deve essere sensibile alle sole tre azioni aerodinamiche da misurare, ma non ad altre azioni secondarie che in generale potrebbero essere presenti sul modello. Il conseguimento di questo obiettivo è fondamentale per l'accuratezza delle misure.
4. infine, il sistema deve essere caratterizzato da una completa automazione: l'acquisizione dei dati, la movimentazione del modello e l'impostazione della velocità del vento devono essere interamente gestite da un unico software. Questa importante specifica permette sia di ridurre i tempi della prova che di escludere l'intervento umano una volta dato l'avvio all'acquisizione, con conseguente guadagno in termini di accuratezza della misura. La movimentazione del modello è stata prevista mediante motore elettrico a magneti permanenti brushless.

Si ricorda che il presente lavoro ha avuto come obiettivo l'esecuzione di misure in flusso stazionario sia di tipo quasi - statico, sia di tipo dinamico, con lo scopo di identificare sia le caratteristiche aerodinamiche statiche (*polaristiche*), sia le *flutter derivatives*.

Nel presente capitolo si descriveranno dettagliatamente dal punto di vista costruttivo e funzionale tutti gli elementi costituenti lo strumento:

- la parte dinamometrica vera e propria
- il suo collegamento con il modello
- il sistema di movimentazione
- il sistema di misura dell'angolo di rotazione del modello

3.1 I dinamometri

La misurazione delle forze scaricate sui vincoli laterali del modello sezionale è stata effettuata tramite bilance a sei assi ATI MINI45 SI-145-5, Fig(3.2). Grazie ad esse è possibile ottenere sia i carichi statici, che quelli dinamici agenti sul modello sezionale.



Figura 3.2: Bilancia dinamometrica

In questo paragrafo si vuole descrivere la parte dello strumento strettamente dedicata alla misura, ovvero la parte sensibile che svolge la funzione di traduzione della grandezza misurata in segnale elettrico.

Le due bilance poste ai lati del modello, per poter effettuare la misurazione delle forze e dei momenti agenti sulla sezione d'impalcato devono essere caratterizzate da un'elevata rigidezza, da una pronta risposta in frequenza e da un'alta sensibilità. Il principio di funzionamento è basato sul terzo principio della dinamica di Newton, in base al quale *ad ogni azione corrisponde sempre una uguale ed opposta reazione*. Il trasduttore reagisce ai carichi applicati (forze e momenti) secondo tale principio.

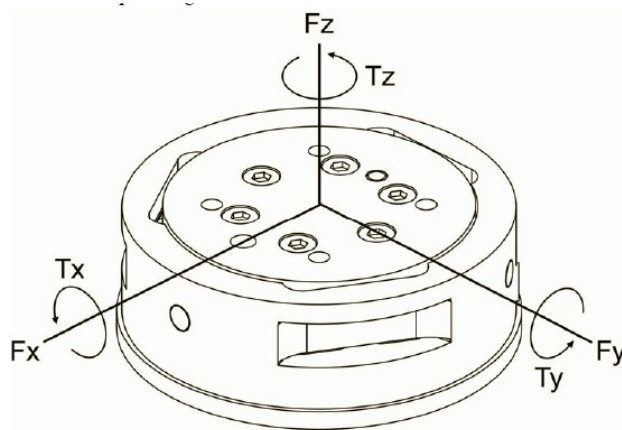


Figura 3.3: Forze e momenti applicati sul trasduttore

I dinamometri infatti sono del tipo a deformazione; essi rilevano, attraverso estensimetri elettrici, le deformazioni di tre elementi elastici (modellizzabili a trave) sotto carico, dai quali in base alle legge di Hooke è possibile risalire alle azioni che le determinano:

$$\sigma = E \epsilon$$

σ sforzo applicato all'elemento deformabile (σ è legato al carico applicato tramite una relazione di proporzionalità)

E modulo di elasticità del materiale sensibile alle deformazioni

ϵ deformazione applicata all'elemento

Il trasduttore è una struttura monolitica, l'intera parte sensibile è stata realizzata in un unico pezzo, per minimizzare possibili attriti ed isteresi rendendo lo strumento più robusto nei confronti delle incertezze e ripetibile. Su ciascun elemento sensibile sono applicati degli estensimetri che ne misurano la deformazione. Essi sono costituiti da un filo di materiale semiconduttore, di resistenza elettrica nota e di diametro molto piccolo. Generalmente sono applicati su un supporto di carta o resina sintetica al quale aderiscono. Il supporto viene poi a sua volta incollato al pezzo nella zona dove si desidera conoscere la deformazione. Se si mette il pezzo sotto carico, l'estensimetro seguirà le deformazioni del pezzo presentando le medesime dilatazioni di questo. In seguito all'allungamento o accorciamento del filo, la resistenza elettrica varia. Tale variazione si può imputare a due cause distinte, delle quali la seconda è spesso preponderante: da una parte si modifica la sezione del filamento e dall'altra cambia la resistività della lega speciale.

La resistenza dell'estensimetro dunque cambia in funzione della deformazione applicata. Il legame tra la deformazione dell'estensimetro e la relativa variazione di resistenza è espressa dalla relazione:

$$\frac{\Delta R}{R} = K \epsilon \quad (3.1)$$

dove:

ΔR variazione di resistenza nell'estensimetro

K gauge factor dell'estensimetro, teoricamente dipendente dalla temperatura, in realtà si ritiene costante fino a $60 \div 70^\circ$

R resistenza dell'estensimetro indeformato

ϵ deformazione applicata all'estensimetro

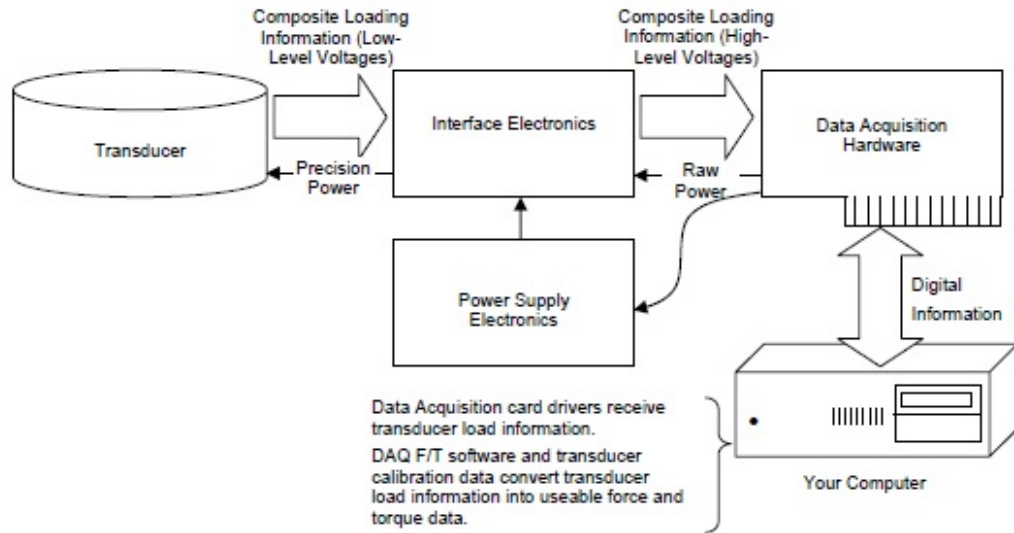


Figura 3.4: schema dell'hardware

L' hardware elettronico in Fig(3.4) misura la variazione di resistenza e il software converte tramite una matrice di taratura in esso inserita il segnale elettrico in forze e momenti.

In tabella 3.1 vediamo le specifiche delle bilance:

ATI MINI 45 SI-145-5					
Forza massima [N]			Coppia massima [Nm]		
F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
±145	±145	±290	±5	±5	±5
Resolution [N]			Resolution [Nm]		
0.0625	0.0625	0.0625	0.00133	0.00133	0.00067

Tabella 3.1: Caratteristiche delle bilance dinamometriche ATI MINI45

Si è già detto come le forze da misurare si trasmettano dal modello su cui agiscono a terra attraverso il dinamometro. E' quindi necessario che la struttura di sostegno, cui i dinamometri sono vincolati, oltre a soddisfare la richiesta di rapidità di piazzamento, sia progettata in modo da garantire il parallelismo sia dei piani contenenti i due dinamometri, sia tra questi due piani e la direzione della vena fluida. Infatti se non sono garantite queste due proprietà, l'elemento interno al dinamometro, sensibile ad una certa azione, non sarà più parallelo all'azione stessa, e di conseguenza solo una parte della forza sarà rilevata poichè una sua componente risulterà ortogonale agli elementi

deputati alla sua misura. Lo scopo è ancora una volta quello di migliorare l'accuratezza dello strumento.

Le bilance vengono interposte tra due piastre d'acciaio spesse 10mm, in quanto in una precedente fase di verifica delle caratteristiche dichiarate dal costruttore, ci si era accorti che esse lavorano meglio quando precaricate. Una delle due piastre d'acciaio presenta un'estrusione cilindrica a forma di albero su cui è calettato un cuscinetto che permette di vincolare il modello alla struttura di sostegno.

Vincoli sulle scelte dei dinamometri

La scelta dei dinamometri è stata effettuata operando una stima dei carichi massimi che il modello scarica alle sue estremità. Il nostro modello oggetto di prova è costituito da un'anima interna in fibra di carbonio multistrato, avente la sezione mostrata in figura 3.5, lunga 1510mm (parte strutturale) e da una parte geometrica del tutto identica ad un tratto dell'impalcato del modello in scala 1:220 (scala del modello aeroelastico o *full bridge*) dell'Izmit Bay Bridge. Ai lati del modello sono stati montati due end plates in fibra di carbonio, che hanno il compito di permettere la rotazione del modello garantendo la bidimensionalità del flusso.

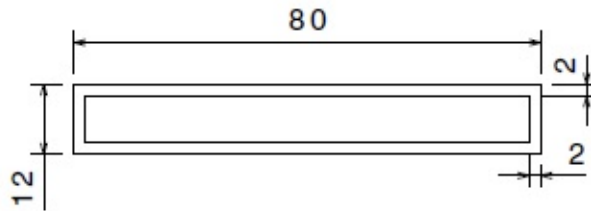


Figura 3.5: sezione dell'anima in carbonio

La stima dei carichi è stata effettuata, dopo aver ipotizzando delle condizioni di prova plausibili (velocità del vento di $4/5$ m/s e frequenze da 0.5Hz a 4.5Hz), usando le polari statiche del nostro modello sezionale misurate durante un'altra campagna sperimentale, condotta nella galleria del vento del Politecnico di Milano, figure 3.6, 3.7. Per stimare le inerzie si sono impiegate semplici nozioni di scienza delle costruzioni.

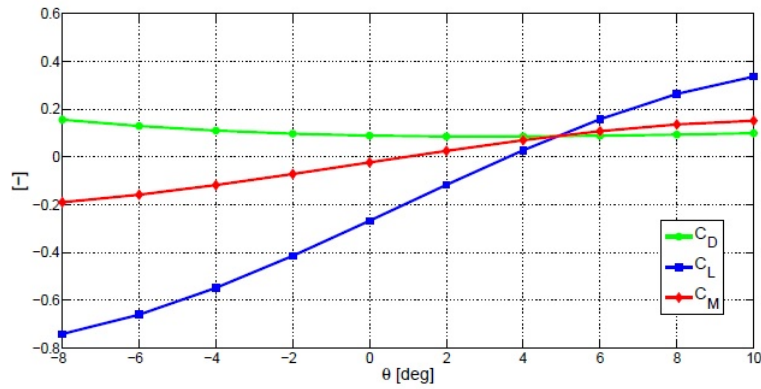


Figura 3.6: Curve polari statiche

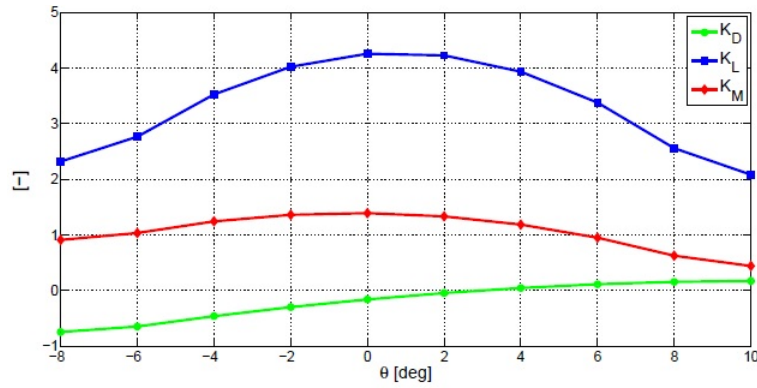


Figura 3.7: Curve polari statiche derivate

I carichi massimi sono stati stimati considerando che sul singolo dinamometro andranno a scaricarsi metà del peso proprio della struttura e metà dei carichi aerodinamici di lift, drag e coppia secondo la seguente tabella: 3.2.

	F_y [N]	F_x [N]	T_z [Nm]
Peso deck	5.3	-	-
Peso end plate	2.7	-	-
Forze aerodinamiche statiche	0.69	0.31	0.05
Totale delle forze statiche	8.69	0.31	0.05
Sensing ranges	± 145	± 145	± 290

Tabella 3.2: Carichi statici massimi agenti sul singolo dinamometro

Per quanto riguarda le prove aeroelastiche, i carichi minimi che si è stimato di dover misurare sono riportati in tabella 3.3:

	F_y [N]	F_x [N]	T_z [Nm]
L_{aero}	0.1495	-	-
D_{aero}	—	0.0043	-
M_{aero}	—	—	0.0030
Sensing resolution	0.06	0.06	0.0007

Tabella 3.3: Forze aeroelastiche minime agenti sul modello

Osservando la tabella 3.3, appare subito chiaro che la misura delle *flutter derivatives* p_2^* e p_3^* sarà critica in quanto le forze che le determinano sono fuori dalla risoluzione delle bilance. Fuori dalla risoluzione delle bilance è anche il valore massimo di $D_{aero} = 0.05$ N che si stima si dovrà misurare. Si è comunque deciso di impiegare tali bilance per quattro motivi:

- presentano una buona risposta in frequenza, il che le rende particolarmente adatte per misure dinamiche;
- sono ben calibrate, quindi si è fiduciosi che mediando su un numero elevato di cicli di acquisizione, si riescano ad ottenere buoni risultati in termini di misure;
- sono già di possesso della galleria del vento del Politecnico di Milano,
- le *flutter derivatives* legate ad una misura di Drag (p^*) non rivestono un ruolo cruciale nelle analisi aeroelastiche di calcolo del flutter.

3.2 La struttura di sostegno

La struttura di sostegno dello strumento di misura, Fig (3.8), è stata completamente riprogettata in modo tale da garantire rapidità di piazzamento e flessibilità di utilizzo, unite allo scopo di migliorare l'accuratezza dell'intera linea sperimentale.

Quest'ultimo requisito impone contemporaneamente il parallelismo sia tra i due piani contenenti i dinamometri sia tra questi due piani e la direzione della vena fluida. Infatti le forze da misurare si trasmettono dal modello su cui agiscono a terra attraverso il dinamometro e un non corretto allineamento tra i dinamometri e tra questi e la vena incidente comporterebbe un rilevamento solo parziale della forza che si intende misurare in quanto una sua componente risulterebbe inevitabilmente ortogonale agli elementi deputati alla sua misura.

Tale struttura è realizzata interamente tramite sistema modulare di profilati Rexroth. Con riferimento alla figura si possono distinguere 3 superfici particolari indicate con le lettere A, B e C:

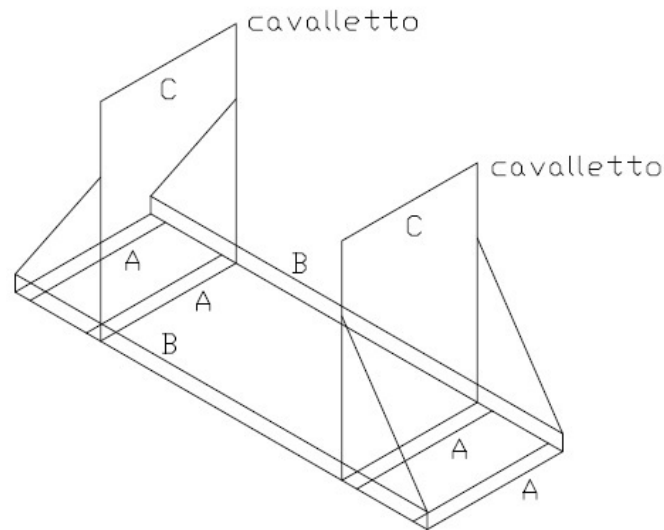


Figura 3.8: Schema della struttura di sostegno

- i piani A rappresentano le superfici del telaio a contatto con il suolo
- i piani B rappresentano delle superfici di riscontro per allineare i due cavalletti.
- i piani C rappresentano le superfici su cui vanno montati i supporti dei cuscinetti e rappresentano quindi il punto in cui le forze vengono scaricate a terra.

La scelta di realizzare la struttura di sostegno in parti distinte ha assicurato una maggiore flessibilità della struttura stessa. Infatti l'impiego di una struttura di sostegno monoblocco, imporrebbe un vincolo stringente sulle dimensioni assiali dell'impalcato. Soprattutto da un punto di vista misuristico, la possibilità di lavorare su impalcato di dimensioni assiali maggiori è importante, in quanto accresce la sensibilità del sistema di misura. Infatti le forze aerodinamiche, a parità di altri fattori, dipendono linearmente dalla larghezza del corpo immerso nella vena fluida. Quest'ultimo aspetto quindi diventa importante poiché si può sfruttare appieno le potenzialità della galleria del vento, andando ad occupare con il modello l'intera larghezza della vena fluida.

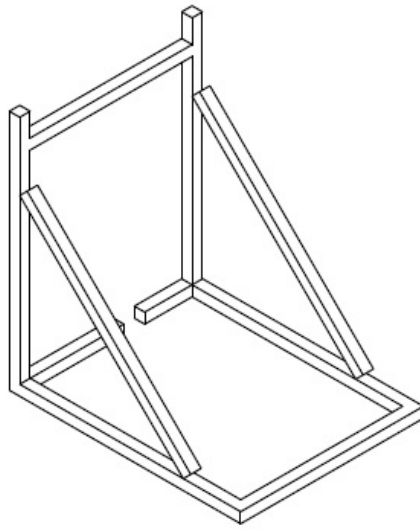


Figura 3.9: Disegno di un cavalletto

3.3 Movimentazione angolare del modello

Il presente strumento di misura nasce per compiere delle prove a moto torsionale imposto, sia di tipo quasi statico, sia di tipo dinamico.

Il modello è azionato da un motore elettrico tramite una trasmissione meccanica, figura 3.10, realizzata da un sistema di bielle, in grado di imporre al modello il moto torsionale desiderato.

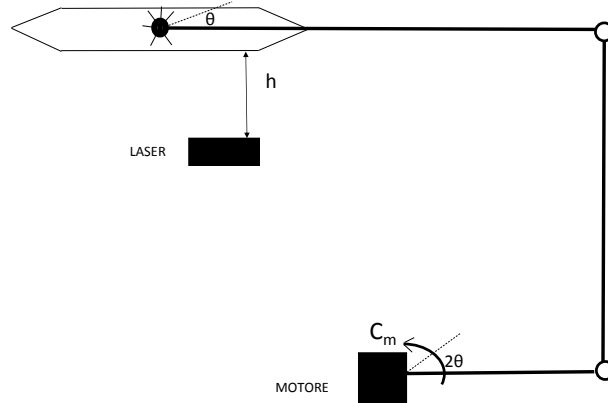


Figura 3.10: Schema cinematico equivalente del sistema di movimentazione

La trasmissione, sfruttando il rapporto 2:1 tra le dimensioni longitudinali delle due manovelle, permette di ridurre l'ampiezza di rotazione dell'impalcato rispetto al motore.

La rotazione consentita da questa struttura è limitata, per motivi legati alla geometria delle bielle di movimentazione, ad una zona di ± 10 gradi rispetto alla posizione orizzontale.

I vincoli più pesanti nella scelta del motore sono:

- fornire una coppia che assicuri la movimentazione anche nelle condizioni di carico più gravose, ma che contemporaneamente non superi i valori limite del dimensionamento meccanico della struttura;
- fornire il movimento secondo la legge armonica desiderata.

In tabella 3.2 sono riportati i carichi massimi stimati. Per restare in favore della sicurezza, va assunto che, oltre ai valori della coppia resistente indicati il motore dovrà fornire la coppia per contrastare la coppia resistente dovuta a tutti gli attriti (rendimento della trasmissione, attrito delle viti etc). Stimmiamo che tale coppia sia sicuramente inferiore a 2Nm. Pertanto assumiamo che nel caso più pessimistico, la coppia resistente totale sia pari a circa 2.5 Nm.

Ossevando quindi da un lato le caratteristiche coppia velocità del motore (1.2Nm a 4050 r/min), e dall'altro la coppia e la velocità richieste per la movimentazione del modello, per permetterne il controllo, si è interposto tra motore e carico un elemento detto *riduttore* di velocità, avente la funzione di amplificare la coppia effettivamente applicata al carico, riducendo nel contempo la velocità dello stesso fattore.

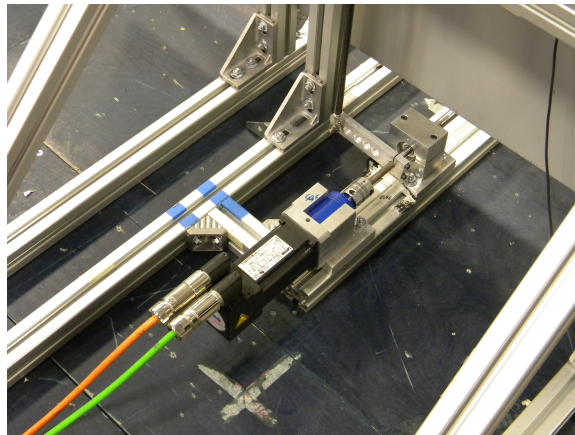


Figura 3.11: Motore elettrico Lenze Typ-MCS-06F41

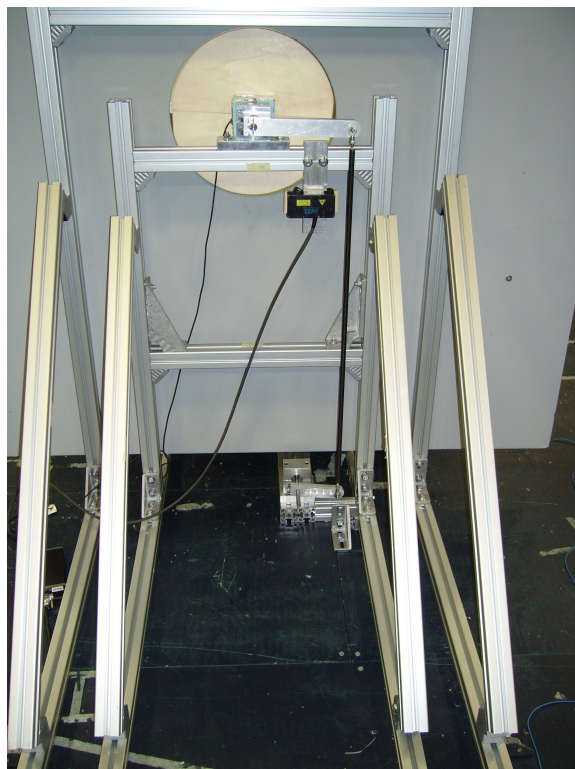


Figura 3.12: Manovellismo d'attuazione

Il motore elettrico brushless a magneti permanenti della Lenze è costituito da un rotore su cui sono alloggiati i magneti permanenti e da uno statore, su cui vengono disposti gli avvolgimenti di fase. Le fasi sono alimentate alternativamente, in modo che il campo magnetico generato dalle relative correnti

si mantenga sempre ortogonale e sincrono al campo generato dai magneti del rotore (da questo punto di vista è possibile considerare il motore brushless come un motore sincrono). Per mantenere il sincronismo è necessario commutare, tramite un *inverter*, le correnti negli avvolgimenti di statore in funzione della posizione angolare del rotore, che dovrà quindi essere rilevata da un apposito *sensore*, nel nostro caso un encoder, Fig(3.13)



Figura 3.13: Inverter che controlla il movimento del motore

L'*inverter* modula la coppia erogata dal motore in termini di ampiezza e fase sulla base di un riferimento in termini di segnale elettrico dato da un pc, rendendo possibile il controllo del moto del mio modello sezionale

3.4 Collegamento dinamometro - modello

La realizzazione di tale collegamento riveste un ruolo cruciale per l'accuratezza delle misure. Come illustrato in Fig (3.14), sul modello in generale agiscono 6 azioni, mentre si vuole che il dinamometro sia sensibile solo alle tre forze di lift (F_y), drag (F_x) e momento torcente (M_{xy}), ma non alle altre tre azioni, che chiameremo secondarie. Nel caso in cui tali azioni secondarie si scaricassero sul dinamometro, infatti, le parti sensibili potrebbero deformarsi e quindi fornire un segnale di disturbo che andrebbe a sovrapporsi a quello delle forze aerodinamiche.

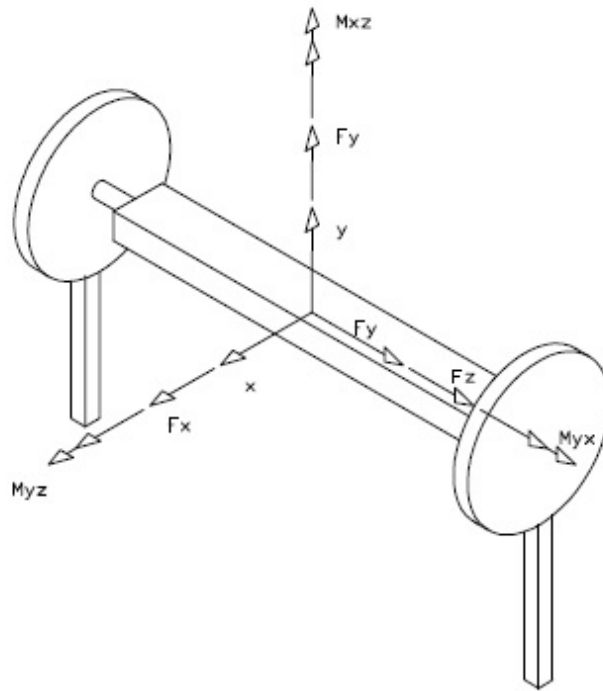


Figura 3.14: Forze e coppie su un corpo rigido nello spazio

Ipotizziamo che queste azioni secondarie siano nulle¹, cioè che su di esso agiscano solo le tre azioni che si vogliono misurare Fig (2.5). Consideriamo l'impalcato come una trave vincolata opportunamente alle sue estremità, le reazioni in tali vincoli sono le forze che si scaricano sui dinamometri. Quindi per quanto detto ora, si dovranno realizzare dei vincoli che trasmettano esclusivamente forze dirette secondo gli assi y ed x e coppie nel piano xy . Come già ricordato, è previsto l'utilizzo di due dinamometri posti ai lati del modello, in modo da poter misurare le reazioni vincolari di entrambe le estremità, per poi risalire, con semplici considerazioni sull'equilibrio del modello, alle forze aerodinamiche agenti su di esso. Sono da considerare di disturbo le reazioni vincolari agenti in direzione z e le coppie agenti nei piani xz e yz . Alla luce di queste considerazioni appare chiaro che solo vincolando l'impalcato con un schema del tipo ceriniera - carrello, vedi figura (3.15) si può evitare che sul dinamometro si scarichino queste reazioni indesiderate, che chiameremo, in analogia con le forze agenti sul modello, secondarie.

¹Ipotesi non molto discosta dalla realtà, vista la simmetria del modello

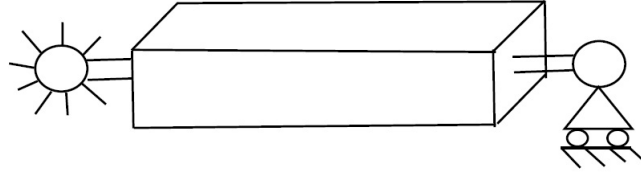


Figura 3.15: Schema cinematico dell'accoppiamento ideale modello-dinamometro

Inizialmente trascureremo la reazione secondaria diretta lungo l'asse z , assumendo che il modello sia libero di traslare sul suo lato folle; discuteremo la veridicità di questa assunzione solo a fine paragrafo.

La soluzione adottata

Appare dunque chiara l'esigenza di trasmettere al dinamometro esclusivamente le forze da misurare agenti sul modello. A questo scopo, lo schema di vincolo cerniera-carrello riportato in figura risulta essere da un punto di vista teorico lo schema corretto. Non bisogna però dimenticare che una simile configurazione non è in grado di trasmettere la terza azione aerodinamica d'interesse ovvero la coppia M_{xy} .

In un precedente lavoro di tesi [1] si era discussa una soluzione in grado di trasmettere la coppia nel piano xy con due forze uguali e opposte, sempre giacenti nel piano del dinamometro, e di sovrapporre a questo vincolo lo schema cerniera-carrello per la trasmissione delle forze F_x, F_y ; in tal modo le coppie secondarie sarebbero state realmente nulle. Visti i sostanziali inconvenienti a cui si è andati incontro cercando di realizzare questo tipo di vincolo, si è optato per l'impiego di *cuscinetti orientabili a sfere*.

Tali cuscinetti sono in grado di realizzare il vincolo cerniera-carrello, trasmettendo nel contempo la coppia M_{xy} . Essi sono composti da due corone di sfere che rotolano su un'unica pista di forma sferica ricavata sull'anello esterno: quest'ultima particolarità conferisce loro delle doti di orientabilità che consentono certi valori di disallineamento dell'anello interno (per noi il perno solidale all'impalcato) e l'anello esterno del cuscinetto (che nel nostro caso è vincolato tramite un supporto alla struttura di sostegno). Essi sono pertanto particolarmente adatti per le applicazioni in cui errori di montaggio o inflessioni dell'albero possono dare luogo a disallineamenti. Tale giunto è in grado di trasmettere anche il momento torcente attraverso le sfere di trascinamento impegnate nelle piste.

A rigore tale soluzione non è in grado di trasmettere il momento torcente con

due forze uguali e opposte giacenti nel piano del dinamometro, e quindi sono da considerarsi non nulle le coppie secondarie: visti i piccoli disallineamenti previsti, si può a ragione trascurare l'entità di tali azioni di disturbo.

Occorre ora verificare se la soluzione adottata evita la nascita di azioni iperstatiche di trazione o compressione tra cella di carico e impalcato, che andrebbero inevitabilmente ad influenzare le misure; occorre dunque essere certi che sul lato folle del modello sia realizzato effettivamente un vincolo di tipo carrello. I cuscinetti impiegati, se alloggiati correttamente all'interno del loro supporto, non trasmettono precarichi a trazione o compressione. Tuttavia l'entità del precarico trasmesso è fortemente dipendente dalla regolazione delle viti che serrano la gogna con cui è stato realizzato il supporto dei cuscinetti stessi. Si è constatato in fase sperimentale che un serraggio eccessivo delle gogne trasmette per attrito i carichi indesiderati in direzione z .

Si rende dunque necessaria una revisione della modalità di vincolo adottata impiegando sul lato folle del modello un nuovo giunto con la possibilità di scorrimento assiale incorporata nel giunto stesso.

3.5 Schermature

Il sistema di misura nel suo complesso è stato dotato di una serie di schermature all'azione del vento, con lo scopo di confinare il flusso nella parte della sezione di misura della galleria del vento occupata da modello, vedi figura 3.16. Infatti se il flusso si aprisse lateralmente nella sezione di misura, diminuendo di conseguenza d'intensità nelle parti laterali del modello, i coefficienti aerodinamici che si andrebbero a misurare risulterebbero inferiori rispetto al caso di flusso uniforme su tutto l'impalcato.

A questo scopo si sono realizzate due pareti verticali rettilinee alte 2000 mm e dello spessore di 20 mm. Esse sono parallele alla direzione del flusso, la distanza che le separa è pari alla lunghezza del modello e così come i cavalletti della struttura di sostegno, possono essere allontanate o avvicinate in relazione alle dimensioni assiali del modello. In ciascuna parete è ricavato un foro al fine di accogliere le sezioni estreme del modello. Tale sezione, detta separatore di flusso (*end plates*), è circolare, ed ha il duplice scopo di realizzare una continuità fisica con le pareti verticali e nel contempo consentire al modello di ruotare attorno al proprio asse. Conviene ricordare che la soluzione con flusso confinato presenta il problema dello strato limite che si va a formare sulle pareti, problema che viene in parte risolto impostando le velocità dei motori della galleria in modo tale da rendere il flusso più uniforme.

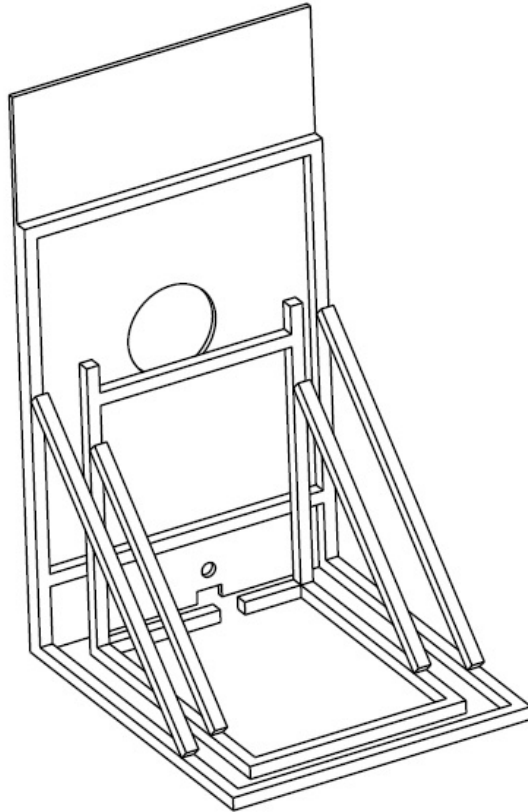


Figura 3.16: Confinatore di flusso vincolato a un cavalletto di sostegno

3.6 Laser

Mediante l'impiego di due laser a triangolazione, montati sotto le due manovelle vincolate all'albero del modello, viene misurato l'angolo di beccheggio, che indica l'inclinazione dell'impalcato rispetto all'orizzontale. La misura dell'angolo avviene per via indiretta dal calcolo della semisomma delle due letture, mediante opportuna taratura. Le caratteristiche dei laser sono riportate in Tabella (3.4).

LASER ML50	
Range di spostamento [mm]	Output [V]
± 25	± 10
Distanza focale [mm]	Accuratezza [μ m/m]
120	± 10

Tabella 3.4: Caratteristiche dei sensori laser

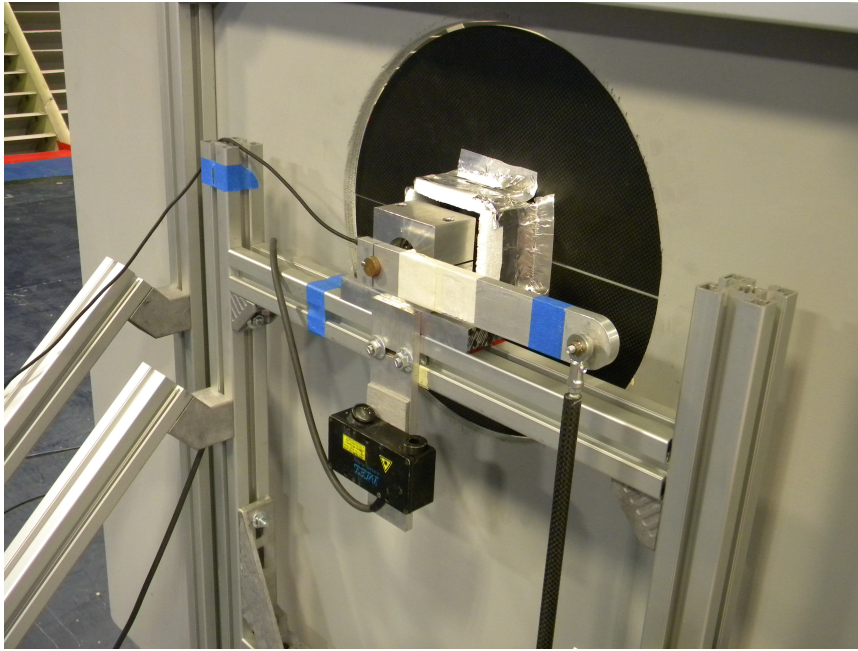


Figura 3.17: Sensori laser posizionati sotto le manovelle

3.7 Tubo di Pitot

Sapendo che all'interno della camera di misura sono garantiti una buona uniformità del flusso sia in direzione verticale, che in orizzontale e un basso livello di turbolenza, siamo autorizzati a considerare il flusso come laminare. Il fatto che la velocità sia praticamente uniforme sulla parte interessante della sezione di misura, consente durante le prove l'approssimazione di misurare la velocità del vento in un solo punto, attraverso il tubo di Pitot, e di estendere opportunamente quel valore di velocità a tutti i punti della sezione.

Il tubo di Pitot è stato posto in posizione sopravento e centrato rispetto al modello. I segnali di pressione sono poi acquisiti tramite manometro differenziale Furness FC510. Il principio di funzionamento si fonda sulla nota equazione di Bernulli e stima la velocità dell'aria differenziando i segnali di pressione tra una presa statica (p_{st}), posta perpendicolare al fluido e una presa totale (p_{tot}) posta frontalmente. La differenza tra le due, detta pressione dinamica, è proporzionale al quadrato della velocità (Equazione(3.2)):

$$p_{tot} = p_{statica} + \frac{1}{2}\rho U^2 \quad (3.2)$$

Capitolo 4

Messa a punto e taratura del sistema completo

In questo capitolo si desidera sincerarsi della corretta taratura di tutto il sistema di misura, delineato all'interno del capitolo 3, esaminando la risposta sperimentale dello strumento all'applicazione di carichi statici e dinamici noti: bisogna verificare che il comportamento dei singoli dinamometri, inseriti in un insieme così articolato, si mantenga coerente con quanto rilevato singolarmente. Inoltre lo strumento di misura nel suo insieme, definito come l'insieme degli elementi a partire dal trasduttore di forza fino all'apparecchio indicatore, è certamente variato a seguito dell'aggiunta nella catena di misura della scheda di acquisizione. La caratterizzazione della risposta del sistema dovrà pertanto essere effettuata su questa nuova struttura completa.

4.1 Verifica sperimentale della taratura del sistema completo

4.1.1 Descrizione delle prove statiche effettuate

E' stato indispensabile eseguire una taratura del sistema dinamometrico nel suo complesso, per valutarne la sua accuratezza e in particolare per verificare la bontà delle soluzioni progettuali adottate. Si ritiene inoltre che, quantomeno, una verifica della taratura andrà spesso eseguita dagli utilizzatori del sistema automatico di misura.

Le misure sono state eseguite sulla struttura completa in condizione il più possibile vicine a quelle di esercizio mediante l'applicazione di carichi noti, pesi calibrati, con carichi prima crescenti e poi decrescenti, che simulassero le azioni aerodinamiche d'interesse. Nella pratica sono state simulate le sole azioni di Lift e Coppia, viste le caratteristiche di risoluzione delle singole bilance, insufficienti per compiere delle misure di Drag affidabili. La misura

del carico totale è pari alla somma dei segnali legati alla stessa azione, provenienti dai due dinamometri.

I carichi noti sono stati applicati direttamente sull'anima del modello; la correttezza del loro posizionamento è garantita da alcune tacche segnate sull'anima stessa.

Si è scelto di indagare il comportamento in un'estensione di valori di carichi che in parte eccede quelli che si è stimato si andrà a misurare, perchè questa fase della sperimentazione è mirata ad una verifica del sistema completo, il quale in un futuro potrà essere impiegato in nuove campagne sperimentali il cui intervallo di carichi potrà essere esterno a quello qui analizzato.

Ovviamente qualora si preveda l'utilizzo dello strumento in nuove campagne di misure, sarà comunque necessario ripetere la taratura scegliendo dei valori di forza e coppia che coprano interamente il nuovo intervallo di carichi.

Dopo l'applicazione di ogni carico, che simula la condizione di prova in presenza di vento, viene eseguita una prova a carico nullo. La differenza tra la lettura con carico applicato e la lettura di zero (cioè senza carico) è stata assunta come valore della misura.

Per ottenere una buona caratterizzazione dello strumento, ciascuna serie di carichi è stata applicata più volte, cercando di introdurre tutte le variazioni che si potrebbero avere durante l'uso del sistema. In particolare tra una prova e l'altra si è provveduto a:

- smontare l'anima in carbonio, rimontarla, farla ruotare e infine riallinearla nella posizione di zero come precedentemente descritto;
- scollegare e ricollegare le varie connessioni elettriche, attendendo un tempo opportuno prima di effettuare nuove misure;
- smontare completamente il sistema, procedendo come nel caso di imballaggio e trasporto, più volte durante il corso della taratura.

Per l'azione di lift sono stati effettuati in totale nove cicli di carico come quelli descritti, di cui tre applicando le azioni sull'anima in posizione centrale, altri tre applicando i pesi in una posizione spostata lungo l'asse dell'anima di circa 50 cm verso il lato del motore (ovvero a $2/3$ della lunghezza totale), e infine gli ultimi tre in una posizione analoga alla precedente, ma spostata verso il lato folle, vedi figura 4.1. Si voleva infatti caratterizzare la distribuzione del carico sui due dinamometri al variare del punto di applicazione degli stessi.

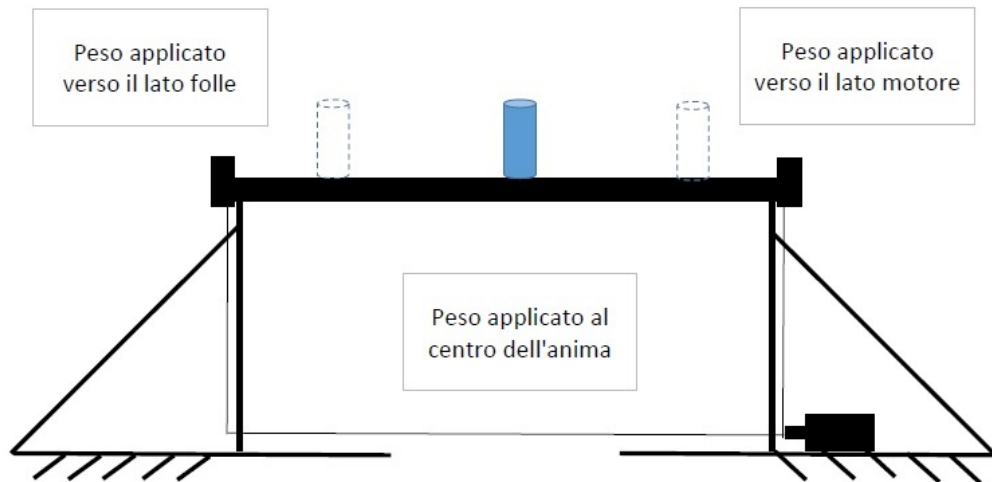


Figura 4.1: Modalità di applicazione dei carichi simulanti le azioni aerodinamiche

In base ai buoni risultati ottenuti per la riportazione dei carichi, riportati nel prossimo paragrafo, si ritiene sufficiente, per caratterizzare il comportamento nelle normali condizioni d'uso, utilizzare nella fase di taratura soltanto le tre misure con il carico applicato in posizione centrale.

Una volta effettuate tutte le misure descritte, si è passati alla fase di analisi. Per le azioni di lift e coppia, e per ognuna delle condizioni di prova descritte, sono stati calcolati i valori medi delle misure effettuate. Su queste medie si è calcolata col metodo dei minimi quadrati, la retta di regressione.

A questo punto, sulla base delle differenze tra i valori medi misurati e i corrispondenti valori con la retta di regressione, si è calcolata la deviazione standard con la formula:

$$\sigma = \sqrt{\frac{d_1^2 + d_2^2 + d_3^2 + \dots + d_n^2}{n - m}} \quad (4.1)$$

dove n è il numero delle misure medie su cui si è calcolata la regressione e m è il numero dei gradi di libertà del polinomio usato per approssimare i dati (nel nostro caso $m=2$).

Inoltre si è calcolata l'incertezza sulla misura, stimata come il 2,4 volte la deviazione standard ottenuta. In termini statistici, questo equivale a dire che si ha una probabilità del 99% che l'errore non sia superiore all'incertezza. Ovviamente, qualora l'incertezza risultasse minore della risoluzione dello strumento, l'incertezza va assunta pari alla risoluzione.

4.1.2 Verifica della ripartizione dei carichi tra i due dinamometri

Lo spirito di questa verifica è di saggiare la bontà dell'insieme realizzato senza dover analizzare tutte le innumerevoli possibili cause d'errore, ma verificando che il sistema si comporti correttamente in alcune situazioni che si reputano significative. Se il comportamento non dovesse risultare quello ottimale, si svolgerà un'analisi più approfondita per rilevare la causa degli errori e, possibilmente, porvi rimedio.

In particolare, si vuole rilevare che, come da progetto, lo strumento riesca a fornire il corretto valore del carico indipendentemente dalla posizione del punto di applicazione del carico stesso.

Tralasciando la modalità di trasmissione dell'azione aerodinamica di coppia, lo schema cinematico realizzato per sospendere il modello ai due dinamometri è sostanzialmente riconducibile allo schema cerniera-carrello. Pertanto per rispettare l'equilibrio alla rotazione, i rapporti relativi tra le reazioni vincolari di estremità variano in funzione della posizione del punto di applicazione della risultante dei carichi agenti sul modello. Con riferimento alla figura 4.2, si può scrivere:

$$H_B = 0 \quad V_B = P \frac{x}{L} \quad V_A = P \left(1 - \frac{x}{L}\right) \quad (4.2)$$

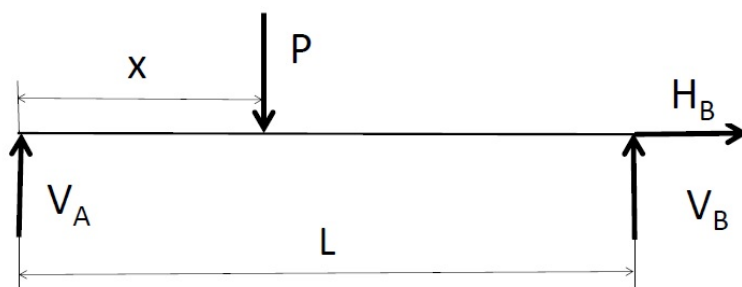


Figura 4.2: Reazioni vincolari per lo schema cinematico cerniera carrello

In particolare quanto più il punto di applicazione si avvicina ad un'estremità del modello, tanto più il dinamometro vicino a quell'estremità risulterà caricato, mentre l'altro si scaricherà di conseguenza. Coi carichi applicati in posizione centrale, i due dinamometri dovrebbero in teoria essere parimenti caricati.

Tutte le prove pratiche eseguite, i cui risultati sintetici sono riportati in tabella 5.1, hanno evidenziato una buona indipendenza della somma delle letture dei ponti di destra e di sinistra, dal punto di applicazione dei carichi. Infatti, tra le situazioni di carico applicato in mezzeria oppure spostato verso i lati,

le discrepanze risultano sempre inferiori al 2% dell'azione applicata. Inoltre, le letture con i carichi non applicati in mezzeria evidenziano una ripartizione dei carichi che, eccettuati errori dell'1%, sostanzialmente si accordano con le equazioni.

AZIONE DI LIFT - carichi applicati in mezzeria				
Carico applicato [N]	lato folle [N]	lato motore [N]	totale [N]	errore %
2.452	1.265	1.196	2.460	0.340
4.903	2.535	2.385	4.920	0.330
7.355	3.791	3.576	7.367	0.157
9.807	5.065	4.779	9.843	0.371
10.003	5.164	4.888	10.051	0.482
14.710	7.554	7.170	14.724	0.092
14.710	7.596	7.168	14.764	0.367
10.003	5.186	4.852	10.037	0.342
9.807	5.075	4.808	9.883	0.773
7.355	3.803	3.577	7.379	0.326
4.903	2.536	2.379	4.914	0.218
2.452	1.268	1.185	2.453	0.034

Tabella 4.1: Risposta di Lift con carichi applicati in mezzeria

AZIONE DI LIFT - carichi applicati verso il lato folle				
Carico applicato [N]	lato folle [N]	lato motore [N]	totale [N]	errore %
2.452	1.854	0.648	2.501	2.012
4.903	3.704	1.290	4.994	1.839
7.355	5.553	1.939	7.492	1.856
9.807	7.377	2.561	9.938	1.334
10.003	7.519	2.612	10.131	1.227
14.710	11.090	3.839	14.929	1.486
14.710	11.095	3.841	14.936	1.537
10.003	7.513	2.610	10.123	1.197
9.807	7.373	2.552	9.925	1.202
7.355	5.555	1.929	7.484	1.747
4.903	3.702	1.282	4.984	1.635
2.452	1.846	0.649	2.495	1.747

Tabella 4.2: Risposta di Lift con carichi applicati lato folle

AZIONE DI LIFT - carichi applicati verso il lato motore				
Carico applicato [N]	lato folle [N]	lato motore [N]	totale [N]	errore %
2.452	0.64.	1.715	2.354	-3.984
4.903	1.356	3.482	4.837	-1.353
7.355	2.043	5.230	7.273	-1.122
9.807	2.721	6.976	9.696	-1.128
10.003	2.774	7.114	9.888	-1.148
14.710	4.082	10.477	14.559	-1.030
14.710	4.089	10.460	14.549	-1.098
10.003	2.764	7.129	9.893	-1.103
9.807	2.724	6.967	9.691	-1.179
7.355	2.039	5.221	7.260	-10298
4.903	1.353	3.482	4.853	-1.393
2.452	0.680	1.743	2.423	-1.189

Tabella 4.3: Risposta di Lift con carichi applicati lato motore

Per quanto riguarda il carico di coppia si sono applicati dei momenti torcenti mettendo dei pesi a sbalzo vincolati in prossimità della mezzeria dell'anima e si sono andati a misurare le reazioni misurate alle estremità:

AZIONE DI COPPIA - carichi applicati in mezzeria				
Carico applicato [Nm]	lato folle [Nm]	lato motore [Nm]	totale [Nm]	errore %
0.049	0.027	0.025	0.052	6.254
0.098	0.099	0.003	0.102	4.263
0.137	0.074	0.069	0.143	4.111
0.196	0.085	0.0118	0.203	3.316
0.275	0.099	0.184	0.283	3.016
0.275	0.032	0.253	0.284	3.603
0.196	0.109	0.095	0.203	3.874
0.137	0.027	0.116	0.143	3.931
0.098	0.023	0.079	0.102	4.269
0.049	0.017	0.035	0.052	6.12

Tabella 4.4: Risposta al carico di coppia

Osservando ora l'azione di coppia: essa in teoria dovrebbe interamente scaricarsi sul dinamometro lato motore, in quanto è su di esso che agisce la coppia di tenuta statica del motore. In pratica, però, la presenza di attriti fa sì che la coppia si scarichi in modo non prevedibile anche sul dinamometro del lato

folle e/o che rimangono, dopo lo scarico, delle coppie residue iperstatiche, anch'esse di entità non determinabile a priori. Questo aspetto non costituisce tuttavia un problema, in quanto le letture dei due dinamometri vengono sommate: con questa operazione si ritrova il valore totale della coppia applicata e le eventuali coppie iperstatiche, essendo tra loro uguali e opposte. Le rilevazioni sperimentali in tabella 4.4 confermano quanto appena esposto.

4.1.3 Verifica delle sensibilità

Per quanto concerne le azioni di lift e coppia, si è deciso di effettuare il calcolo della retta di regressione non su ciascuno dei due lati separatamente, ma per semplicità sulla somma delle due misure dei due lati. I risultati ottenuti poi verranno estesi ai due dinamometri. La ragione principale di questa scelta risiede nella oggettiva difficoltà nello stimare in modo esatto il punto di applicazione dei carichi, e quindi la loro corretta ripartizione sui due dinamometri. Inoltre al termine della misura, interessa conoscere solamente la somma delle indicazioni dei due lati. Tutte queste indicazioni autorizzano a procedere, come indicato ad una taratura “complessiva”. Nella tabella 4.5 sono riportati i risultati della taratura per le azioni di lift e coppia, dedotti dalla media delle prove effettuate con carico applicato in mezzzeria, ovvero dai risultati delle tabelle 5.1,4.4.

CALCOLO REGRESSIONE			
Lift		Coppia	
A	1.0007	A	1.0324
B	0.0309	B	-0.0003
Coeff.determinaz	0.9999	Coeff.determinaz	0.9999
σ	0.033602	σ	0.00235
incertezza [N]	0.08	incertezza [Nm]	0.005

Tabella 4.5: Risultati calcolo dell'incertezza per le azioni di lift e coppia

I coefficienti di determinazione praticamente unitari e la sistematicità del comportamento, tabelle 5.1 e 4.4, ci consentono di ritenere i dati della regressione certamente attendibili riguardo alla effettiva sensibilità dello strumento. Le incertezze sono state calcolate come 2.4σ e sono pari a 0.08 N per il lift e 0.005 per la coppia Nm.

4.1.4 Prove deterministiche dinamiche

Per studiare il comportamento dei dinamometri durante le prove aeroelastiche sono stati creati dei sistemi meccanici equivalenti in grado di simulare le coppie aerodinamiche che agiranno sul modello. Si è riusciti a ricreare solo la coppia, in quanto per il lift e per il drag si sarebbero dovute impiegare

masse troppo consistenti che avrebbero influenzato la dinamica dell'intero strumento, spostandola a frequenza più bassa, con conseguenti effetti indesiderati di amplificazione dinamica durante la simulazione della prova con vento. Il sistema meccanico realizzato, vedi figura 4.3, è costituito da due masse, approssimabili come puntiformi, vincolate alle estremità di un'asta di massa e inerzia trascurabili. Sono state eseguite prove a ± 1 grado attorno ad un angolo medio di zero gradi, per diversi valori di frequenza dello strumento, con il sistema meccanico vincolato alla sezione di mezzeria dell'anima del modello. Lo spettro di frequenze indagate è stato tra 2-4 Herz, in quanto per frequenze superiori si sono osservati degli slittamenti fra i componenti dello strumento, che avrebbero inquinato la bontà delle misure.

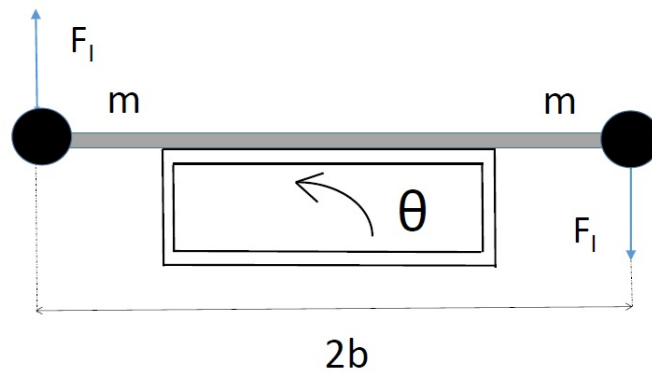


Figura 4.3: Sistema meccanico equivalente per prove dinamiche

dove:

$$\theta(t) = \Theta e^{i\omega t} \quad C_i = 2F_i b \quad F_i = -\omega^2 m b \Theta e^{i\omega t} \quad (4.3)$$

Le prove eseguite sono riportate in tabella 4.6:

AZIONE DI COPPIA - carichi dinamici applicati in mezzeria					
massa [g]	b [cm]	frequenza [Hz]	Coppia teorica [Nm]	Coppia misurata [Nm]	errore %
38.45	10.3	2	0.0022	0.0023	3.8
23.8	13	2	0.0022	0.0023	5.4
38.45	10.3	3	0.0051	0.0055	9.1
14.5	17	2	0.0023	0.0025	9.2
23.8	13	3	0.0050	0.0055	11.2
14.5	17	3	0.0052	0.0059	12.6
99.4	6.5	2	0.0023	0.0027	16
99.4	6.5	3	0.0052	0.0062	19.2
38.45	10.3	4	0.0089	0.0116	28.6
23.8	13	4	0.0089	0.0114	28.9
23.8	13	4	0.0089	0.0114	28.9
99.4	6.5	4	0.0092	0.0120	30.6

Tabella 4.6: Risposta al carico di coppia dinamica

La tabella sovrastante mostra una marcata tendenza all'aumento dell'errore percentuale in funzione della massa e della frequenza. L'aumento dell'errore all'aumentare della massa è probabilmente dovuto ad un abbassamento della prima frequenza propria dello strumento dovuta all'aggiunta di una massa di prova considerevole. La dipendenza dalla frequenza spinge invece ad aspettarsi un deterioramento anche durante le prove aeroelastiche ad alta velocità ridotta della bontà delle misure.

Capitolo 5

Rilievi sperimentali in galleria del vento e analisi dei dati

La naturale estensione del lavoro di messa a punto e taratura del sistema di misura delineata all'interno del capitolo 4 è costituito dallo studio di un profilo per impalcato di ponte in scala *full bridge*. E' questo un tipico modello che andrà caratterizzato con il sistema di misura in oggetto, non essendo possibile inserire nella sua struttura dei dinamometri di tipo interno.

Per valutare la disposizione del sistema ad operare per la definizione dei coefficienti di profili di questo tipo, si è scelta la strada del confronto con i risultati pubblicati da altre autorevoli fonti [18]. La campagna di prove volta a testare lo strumento di misura è stata condotta nella Galleria del Vento del Politecnico di Milano sul modello sezionale dell'impalcato dell'Izmit Bay Bridge e si è sviluppata in due differenti fasi:

1. Prove quasi statiche per l'identificazione dei coefficienti aerodinamici statici
2. Prove dinamiche per l'identificazione delle *flutter derivatives*

entrambe eseguite a moto torsionale imposto, tramite motore elettrico.

Il presente capitolo è dedicato alla presentazione dei risultati ottenuti in fase sperimentale e ad una loro discussione critica mirata ad individuarne tutte le possibili fonti di incertezza.

5.1 Il modello sezionale

Il modello sezionale realizzato in scala 1 : 220, ha una corda di 165 mm e una lunghezza di 1500, figura 5.1; ha lo scopo di consolidare i risultati, in termini di coefficienti e derivate aerodinamiche ottenute su modelli in scala maggiore, garantendo così che la sezione riprodotta sul modello aeroelastico

completo, di cui tale modello sezionale è rappresentativo, sia congruente da un punto di vista del comportamento aeroelastico.

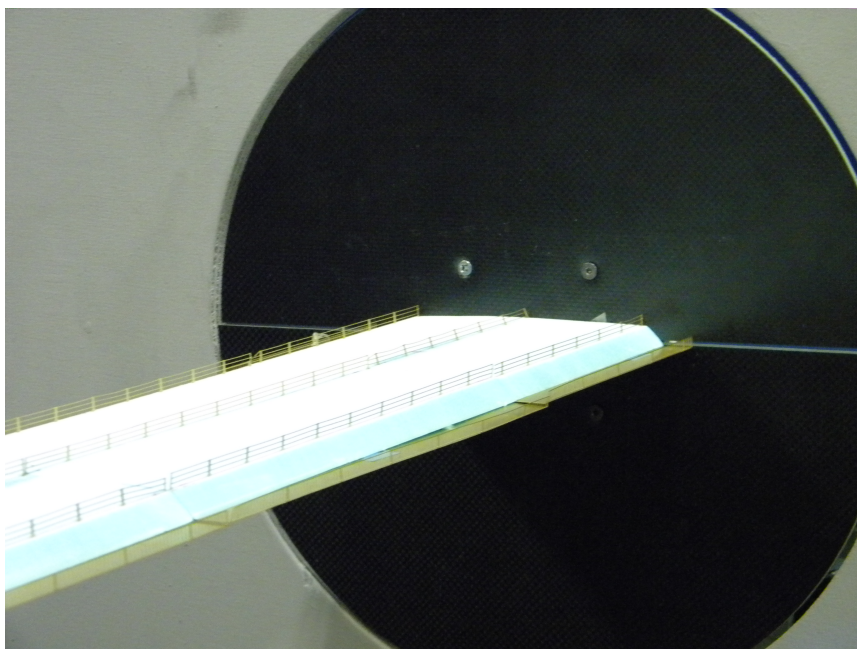


Figura 5.1: Sezionale in scala *full bridge*

La parte geometrica del modello, che ha il compito di riprodurre le forze aerodinamiche agenti, è stata realizzata con scocca esterna in materiale polimerico, *styrofoam*, realizzata con macchina a filo caldo mentre i parapetti sono stati realizzati in fogli di ottone fotoincisi. Tali parapetti acquisiscono grande importanza per quanto riguarda l'ottimizzazione dell'aerodinamica dell'impalcato e per questo motivo è stato necessario valutare diverse combinazioni di barriere con diversi livelli di trasparenza al vento per ricalcare al meglio i coefficienti aerodinamici target, mettendosi al riparo da inevitabili effetti legati alla scala ridotta e al numero di Reynolds.

5.2 Prove quasi statiche

I coefficienti aerodinamici statici in funzione dell'angolo d'attacco sono stati rilevati imponendo al modello, attorno al proprio asse longitudinale, un moto torsionale di ampiezza ± 10 gradi ad una frequenza di 0.025 Hz, per la quale le ipotesi della teoria quasi-statica sono certamente valide. Le prove sono state condotte a due differenti velocità del vento di 4 e 5 m/s. La modalità di prova richiede di eseguire dapprima tutte le misure in tutte le posizioni angolari in assenza di vento, poi di ripercorrere le stesse posizioni acquisendo i dati con vento. L'utilizzo di una procedura quasi statica ha il vantaggio

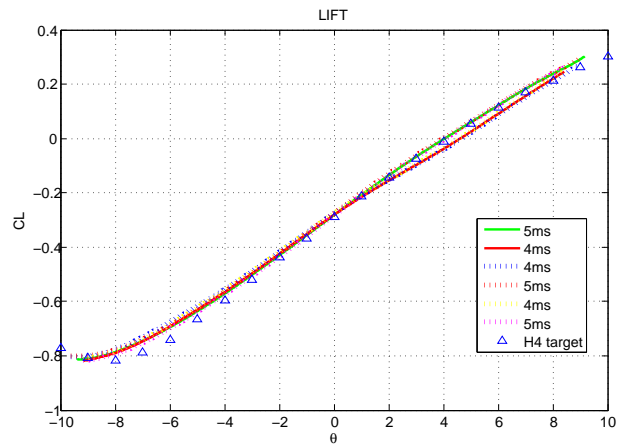


Figura 5.3: Coefficiente di lift

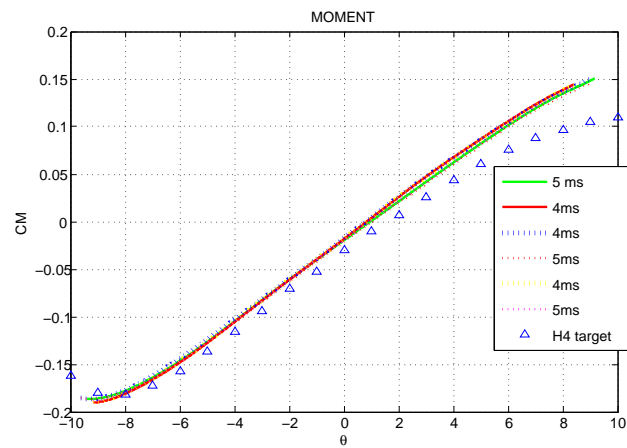


Figura 5.4: Coefficiente di coppia

Si può da subito osservare che le curve di lift e coppia dai noi misurate sono praticamente sovrapponibili, e poco si discostano dalle curve target. Inoltre le pendenze di suddette curve, misurate durante le prove a 4 m/s e a 5 m/s, sono molto simili tra loro, il che significa da un punto di vista della stabilità del ponte, che le *flutter derivatives* non misurate, ma ottenute applicando la teoria quasi statica ai coefficienti statici sono note con poca incertezza.

Per verificare la validità di quest'ultima affermazione si è effettuata una media armonica pesata delle curve di coppia e di lift ottenute per diverse velocità del vento. Come fattore peso si è utilizzato il quadrato della velocità media (V_i^2) corrispondente a ciascuna prova; tale scelta è giustificata dall'aumento dell'accuratezza delle bilance all'aumentare della velocità media del vento. La formula implementata per mediare le curve è la seguente:

$$C_x(\alpha) = \frac{1}{\sum V_i^2} \sum C_{x,i}(\alpha) V_i^2 \quad (5.2)$$

A titolo d'esempio si riportano i grafici originali delle curve di lift a cui è stata sovrapposta la curva media, vedi 5.2

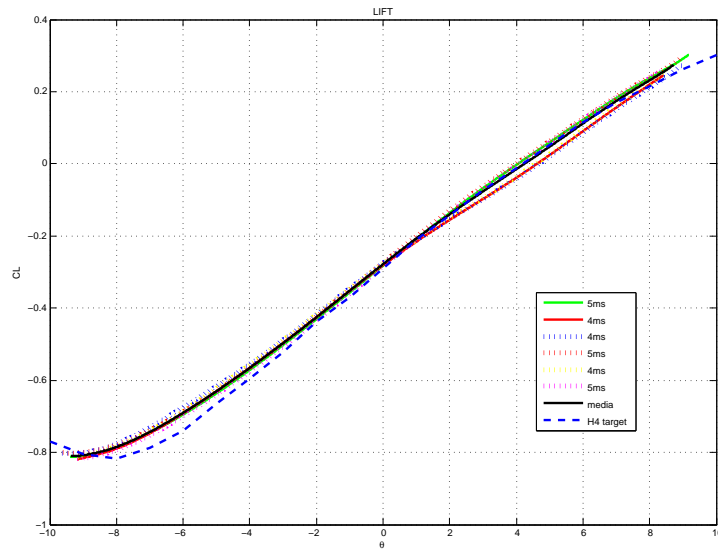
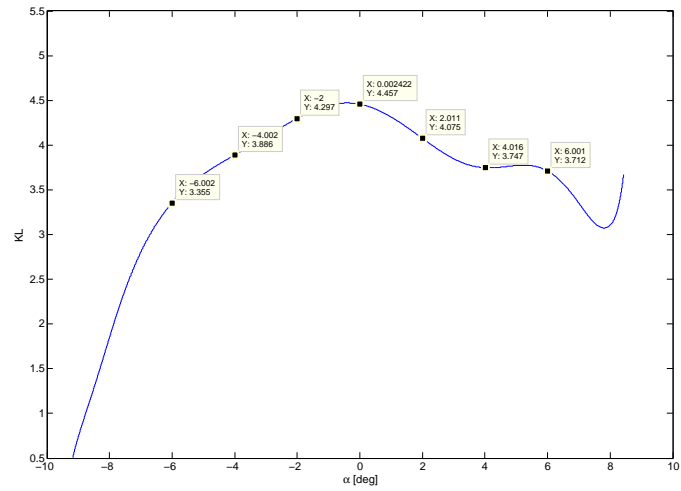


Figura 5.5: Coefficiente di lift medio confrontato con le curve originali

La sovrapposizione delle curve originali a quelle mediate non cambia in modo sensibile la pendenza, e tale evidenza è confermata dal confronto tra gli andamenti delle curve K_L e K_M , ottenute mediante derivazione numerica delle curve di lift e coppia, vedi figure 5.6 e i valori misurati delle flutter

derivatives durante la stessa campagna sperimentale ad alta velocità ridotta per alcuni angoli d'incidenza:



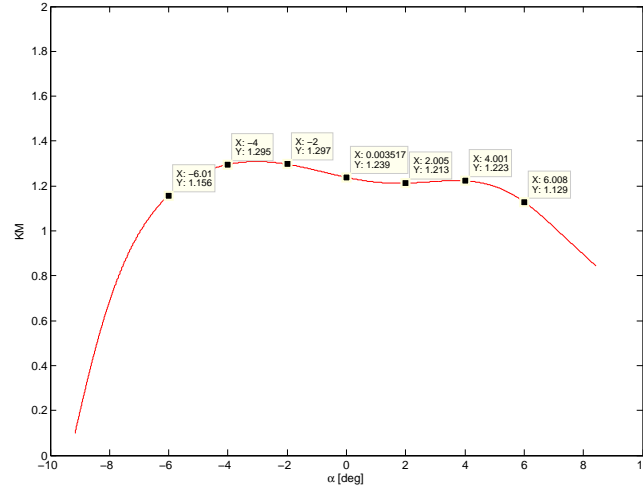


Figura 5.6: Curve polari statiche derivate

Nella tabella sottostante sono riportati i risultati del confronto operato tra i valori assunti da KL e KM in corrispondenza di alcuni angoli d'attacco e i valori delle flutter derivatives misurate attorno agli stessi angoli a velocità ridotta elevata ¹.

CONFRONTO $KM-a_3^*$ e $KL-h_3^*$ ($V^* \rightarrow +\infty$)							
	-6°	-4°	-2°	0°	2°	4°	6°
K_M	1.156	1.295	1.297	1.239	1.213	1.223	1.129
a_3^*	1.1079	1.2518	1.2683	1.18	1.2251	1.1449	1.0982
err	4%	3%	2%	5%	1%	6%	3%
K_L	3.355	3.886	4.297	4.457	4.075	3.747	3.712
h_3^*	3.4159	3.9909	4.3037	4.42	4.1915	3.766	3.7092
err	2%	3%	0%	1%	3%	1%	0%

Tabella 5.1: Confronto tra curve polari statiche derivate e Flutter Derivatives ad alta velocità ridotta

Il confronto oltre a dimostrare la bontà delle misure operate almeno per velocità ridotte elevate, conferma il comportamento asintotico assunto dalle

¹Le ipotesi della teoria quasi statica sono soddisfatte per $V_r > 15$ ($V_\omega^* \rightarrow +\infty$)

flutter derivatives di pedice tre:

$$\lim_{V_{\omega}^* \rightarrow +\infty} \begin{Bmatrix} p_3^* \\ h_3^* \\ a_3^* \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} K_D \\ K_L \\ K_M \end{Bmatrix} \quad (5.3)$$

Le curve di drag, figure 5.2 sono le più disperse, in quanto l'azione aerodinamica corrispondente assume durante le prove valori piccoli prossimi alla risoluzione delle bilance. Ciò tuttavia non riveste grande importanza in quanto le *flutter derivatives* direttamente legate a tale azione (p^*) sono le meno influenti in una analisi di flutter.

E' importante anche sottolineare che non tutte le cause d'incertezza provengono dai dinamometri o dalla linea sperimentale; infatti a parte gli errori legati alla catena di misura, che verranno trattati nel seguito mediante analisi statistica, altre fonti di incertezza, sono legate alla vena incidente e alle caratteristiche del modello.

Il cosiddetto effetto Reynolds, legato al non rispetto dell'omonimo gruppo adimensionale; la turbolenza residua all'interno del flusso nominale, supposto laminare; la rugosità superficiale del modello e una non corretta rappresentazione degli effetti aerodinamici dei profili acuti, sono tutti esempi di ulteriori fonti di incertezza da non trascurare in sede di analisi.

5.3 Prove dinamiche

Le prove dinamiche o aeroelastiche, sono volte all'identificazione dei coefficienti *Flutter Derivatives*, secondo le convenzioni riportate nel capitolo 1. Il sistema di trasmissione interposto tra motore e modello permette di imporre moti armonici sinusoidali a frequenze comprese tra 0.025 Hz e 4.5 Hz con differenti ampiezze. Sono state compiute prove a 10 diverse frequenze (0.25, 0.5, 1, 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5 Hz) che combinate a velocità del vento di 4 e 5 m/s coprono un range di velocità ridotte compreso nell'intervallo $5 \leq V^* \leq 125$ ($V^* = V/(fB)$, $B = 0.16$ m). Tale intervallo di V^* ha permesso di stimare l'andamento delle Flutter Derivatives dalle regioni in cui il moto è fortemente non stazionario fino a quelle in cui sono valide le ipotesi della teoria Quasi Statica.

La procedura di prova applicata, basata sul metodo "Wind-No Wind", prevede l'esecuzione di due prove una in presenza di vento e una in assenza di vento. Le storie temporali raccolte durante la prova in assenza vento vengono sottratte a quella ottenute dalla prova con vento.

I risultati della campagna sperimentale sono mostrati in figura 5.7, 5.8, 5.9, 5.10:

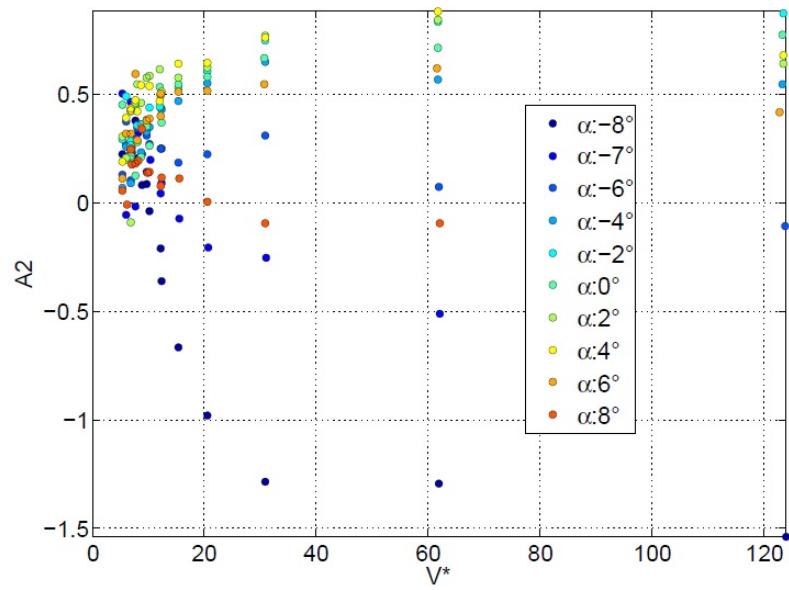


Figura 5.7: Andamento di a_2^* misurato durante la campagna di prove

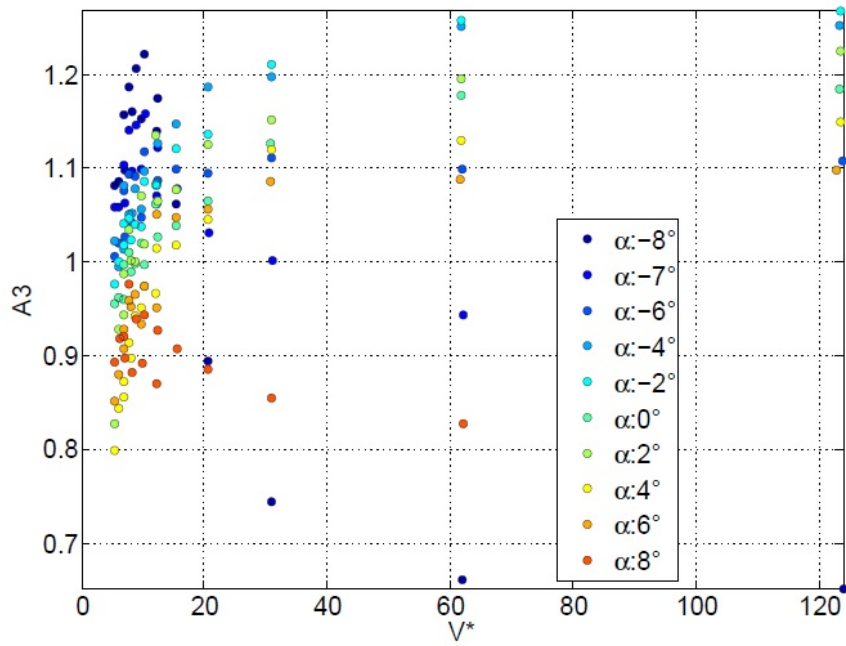


Figura 5.8: Andamento di a_3^* misurato durante la campagna di prove

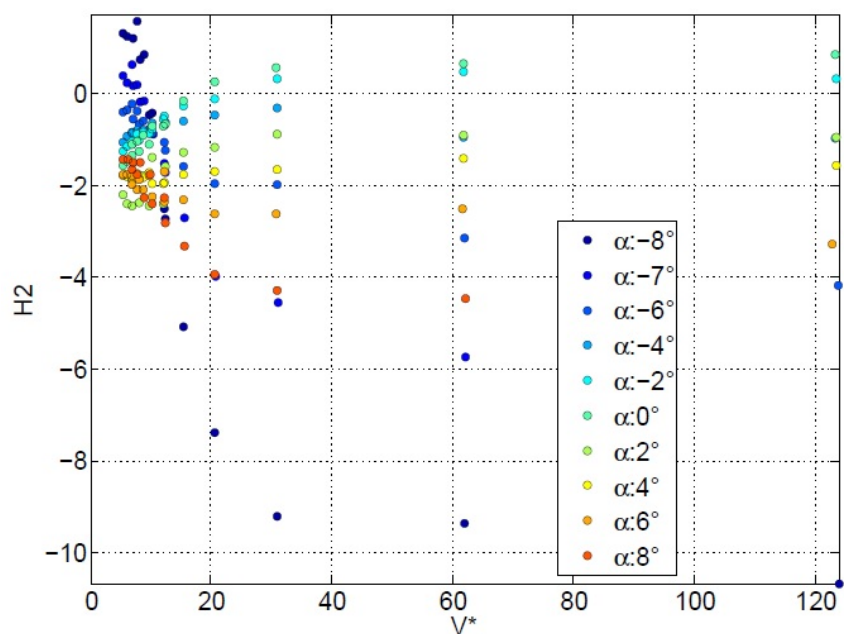


Figura 5.9: Andamento di h_2^* misurato durante la campagna di prove

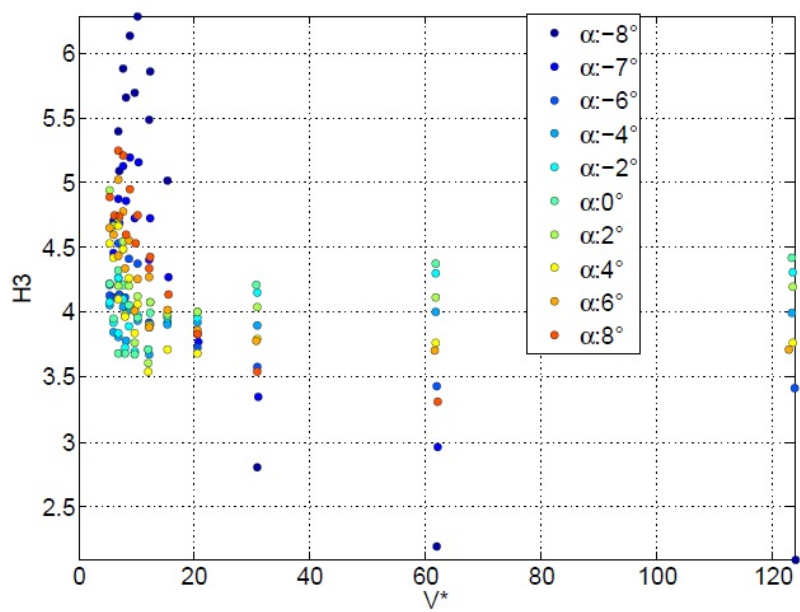


Figura 5.10: Andamento di h_3^* misurato durante la campagna di prove

5.4 Incertezze delle misure aerodinamiche

All'interno di questo paragrafo si è indagato che percentuale degli errori riscontrati durante le prove in galleria sia introdotta dalla linea di misura. Supponendo infatti che il modello sia in grado di riprodurre fedelmente tutte le caratteristiche e i comportamenti della struttura reale, l'identificazione delle *flutter derivatives* tramite risultati derivanti da procedure sperimentali rimane inevitabilmente alterata a causa degli errori di misura.

Una corretta identificazione della natura degli errori, presuppone di operare la loro distinzione in errori sistematici ed errori casuali.

I primi possono essere in parte minimizzati tramite apposita taratura degli strumenti, come ad esempio la taratura dei laser ed evitando eventuali disallineamenti tra modello e flusso.

In letteratura sono disponibili diverse strategie per trattare le incertezze di misura a seconda della procedura sperimentale adottata. Tutti i procedimenti adottati per identificare le flutter derivatives, usando prove in galleria su modelli sezionali, hanno errori intrinseci associati sia ai dati disponibili, sia all'algoritmo adottato e forniscono quindi solo una stima del *valore esatto*. Ad esempio, la stima corretta delle Flutter Derivatives presuppone l'acquisizione di un numero minimo di periodi delle storie temporali di forze e spostamenti della risposta durante il transitorio, senza i quali i risultati possono cambiare in modo significativo, indipendentemente dalla riproduzione più o meno corretta del comportamento aerodinamico. Si osservano cambiamenti anche se le prove vengono effettuate in laboratori differenti.

Nel caso delle prove d'identificazione sperimentale delle *flutter derivatives*, l'acquisizione di un set completo di dati, variando sia la velocità ridotta, sia l'angolo d'attacco è una procedura piuttosto lunga e normalmente viene eseguita una sola volta.

Per superare questa limitazione, essendo il tipo di prova a moto forzato, ciascuna Flutter Derivatives viene valutata come la *media* di N valori, con N corrispondente al numero di cicli acquisiti durante la prova.

Di conseguenza, considerando ciascun ciclo acquisito come una singola misura della stessa grandezza, si estrae una popolazione di N misure alla quale verrà associata una distribuzione e quindi un'incertezza. Nelle figure da 5.11 a 5.14 viene riportata l'intera popolazione di prove. In tali figure si osserva un offset tra i valori medi dei coefficienti ricavati per velocità ridotte molto vicine, ma ottenuti usando diverse combinazioni di velocità e frequenza. Non è chiaro se questo effetto è dovuto ad un errore sistematico di misura (proporzionale alla velocità media del vento) o ad un possibile effetto Reynolds. Tuttavia essendo questa differenza minore dell'incertezza di misura è stata ignorata nelle considerazioni seguenti.

Per ogni set di misure di Flutter Derivatives FD , sono stati processati i dati che più si discostano dal valor medio. Il criterio di soglia utilizzato per stabilire se la singola Flutter Derivatives fd_i debba essere esclusa dal set

(puntini neri nei grafici sottostanti) è:

$$\overline{FD} - 1.5 \cdot iqr(FD) \leq fd_i \leq \overline{FD} + 1.5 \cdot iqr(FD) \quad (5.4)$$

dove \overline{FD} è il valore medio del set di Flutter Derivatives $iqr(FD)$ è l'interquartile, essendo l'interquartile la differenza tra il 75th e il 25th percentile del set di dati.

L'analisi statistica dei restanti dati dimostra che essi sono distribuiti gaussianamente. Questo ci permette di associare ad ogni Flutter Derivatives una corrispondente incertezza espressa in termini di deviazione standard σ .

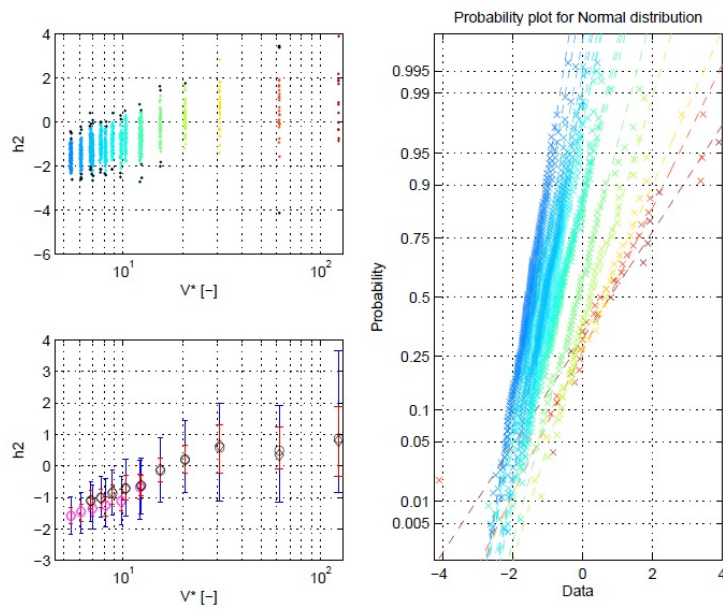


Figura 5.11: Analisi statistica di h_2^*

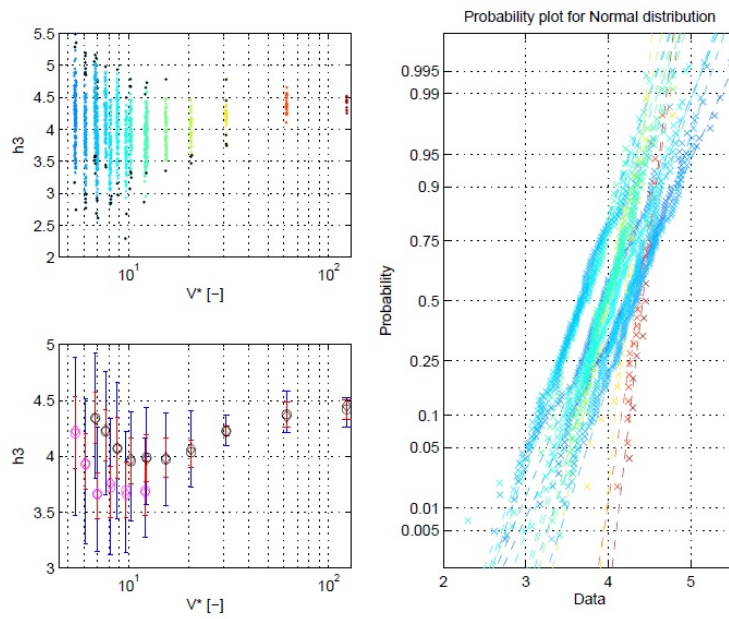


Figura 5.12: Analisi statistica di h_3^*

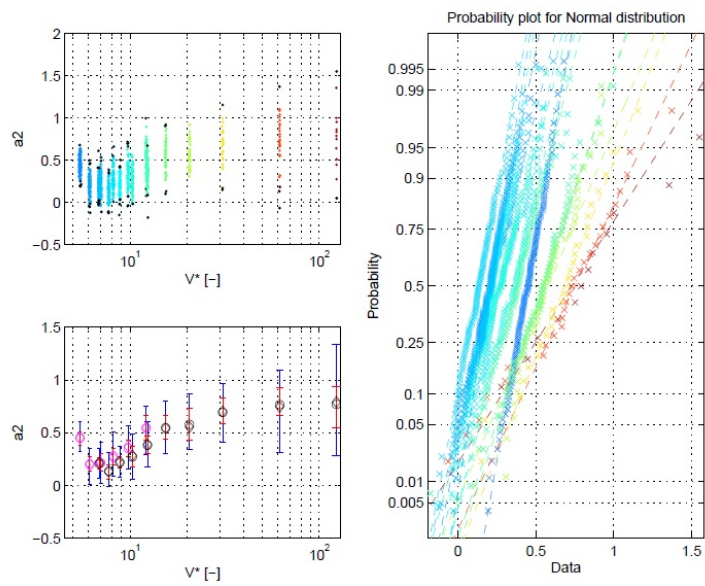


Figura 5.13: Analisi statistica di a_2^*

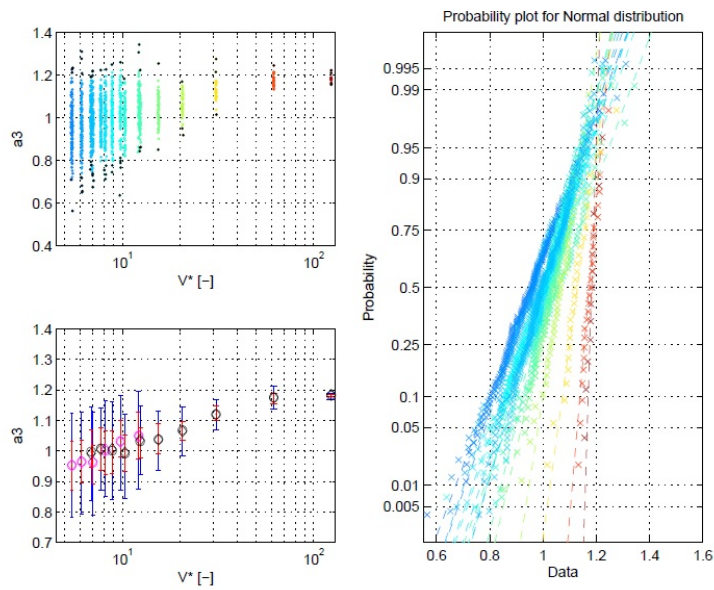


Figura 5.14: Analisi statistica di a_3^*

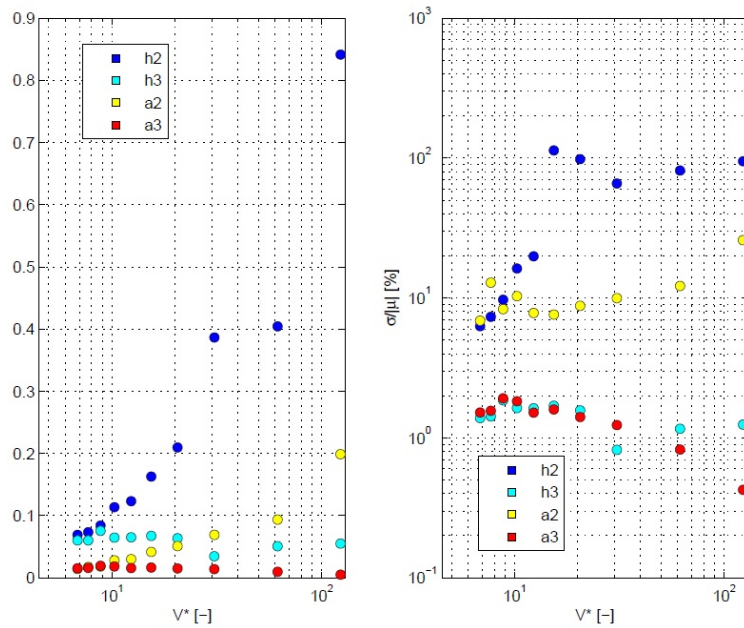


Figura 5.15: Deviazione standard delle Flutter Derivatives

Dall'analisi ottenuta e dalle considerazioni effettuate si conclude in perfetto accordo con la figura 5.15 che l'incertezza legata al procedimento di misura delle Flutter Derivatives è di circa il 2% per i coefficienti a_3^* e h_3^* mentre è cir-

ca del 15% per a_2^* e h_2^* . È interessante notare come la deviazione standard delle Flutter Derivatives a_2^* e h_2^* aumenti all'aumentare della V^* , mentre quella delle a_3^* e h_3^* mostri un andamento opposto, figura 5.15. Questo fenomeno può essere spiegato ragionando sul significato fisico assunto dalle Flutter Derivatives in termini di funzioni di trasferimento e sulla procedura di misura adottata per identificarle. Il processo d'identificazione delle Flutter Derivatives ha alla base la sottrazione nel piano complesso delle forze senza vento a quelle con vento, dalla cui operazione, se correttamente effettuata, emerge la storia temporale delle forze aeroelastiche. I segnali temporali coinvolti nel calcolo sono la storia temporale di θ che sarà del tipo:

$$\theta = \theta_0 \cos(2\pi ft) = \text{Re}(\theta_0 e^{i\Omega t}) \quad (5.5)$$

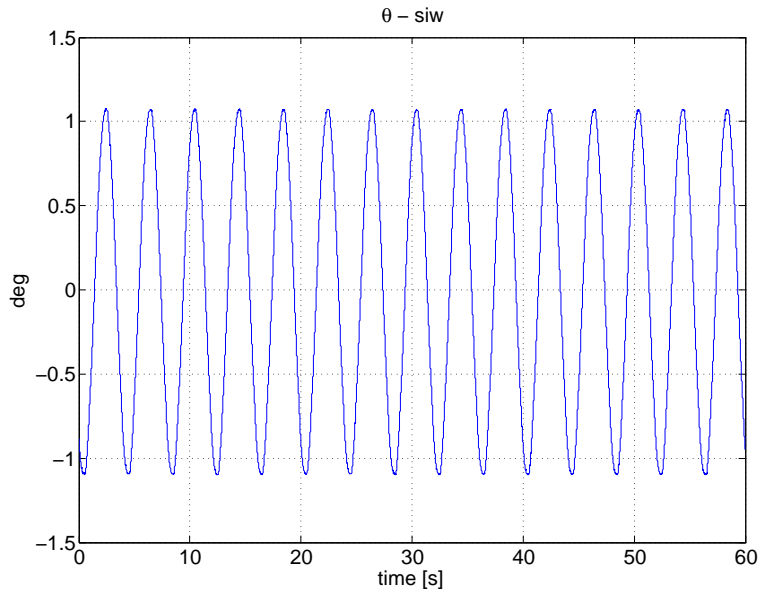


Figura 5.16: Storia temporale acquisita del moto imposto

e le storie temporali delle forze aeroelastiche:

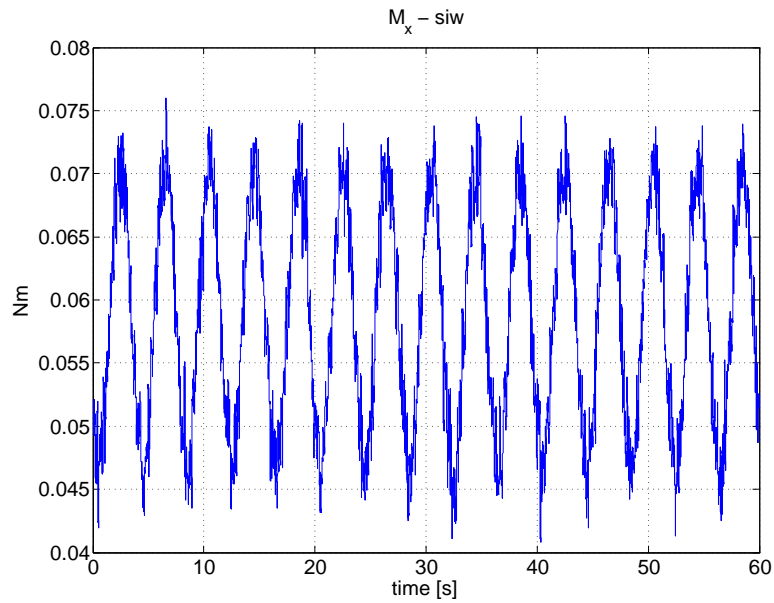


Figura 5.17: Storia temporale acquisita delle forze in presenza di vento

Non sono state riportate le storie temporali del Lift in quanto la spiegazione teorica del procedimento di estrazione delle flutter h_2^* e h_3^* è del tutto analogo a quello qui presentato per a_2^* e a_3^* .

Di tali segnali è possibile dare una rappresentazione nel piano complesso:

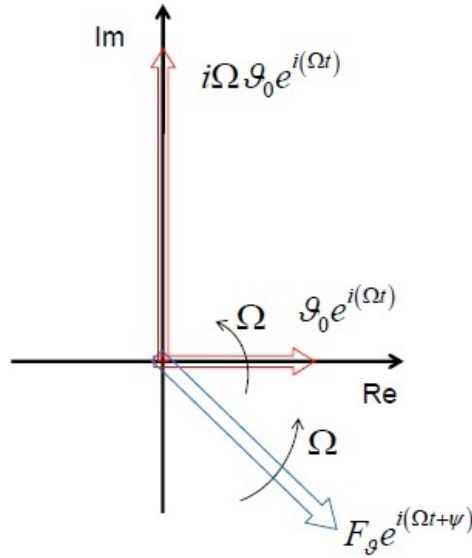


Figura 5.18: Rappresentazione nel piano complesso di θ e delle forze aeroelastiche

Tale rappresentazione permette di scrivere la seguente equazione:

$$F_{\theta}(\Omega) = H_{\theta\theta}(\Omega) \theta_0 \quad (5.6)$$

La quale opportunamente riproiettata in direzione di θ e di $\dot{\theta}$ permette di mettere in evidenza il significato fisico delle Flutter Derivatives come funzioni di trasferimento:

$$F_{\theta}(\Omega) = \frac{1}{2} \rho V^2 B^2 L \left(a_3^* - i \Omega a_2^* \frac{B}{V} \right) \theta_0 \quad (5.7)$$

La figura 5.18 unita all'equazione 5.7 spiega come le Flutter Derivatives a_3^* e a_2^* siano le proiezioni (rispettivamente in fase e in quadratura) della coppia sul sistema di riferimento θ che differisce da quello della coppia per un angolo ψ . In condizioni di moto quasi statiche, ($V_r^* \rightarrow +\infty$), l'angolo ψ è prossimo a zero; questa considerazione spinge a ricercare le cause dell'aumento di incertezza di a_2^* e h_2^* ad alta V_r^* in una non accurata misura della fase ψ piuttosto che del modulo della forza. Per verificare ciò sono state analizzate tre prove considerate rappresentative per il range di V_r^* indagate durante la campagna sperimentale, i cui risultati sintetici sono riportati in tabella:

Prova a $V_r^* = 8$				
	$ F_\theta $ [N]	ψ_{F_θ} rad	$ F_z $ [N]	ψ_{F_z} rad
mean	0.0130	0.1333	0.3322	-0.2348
std	0.0011	0.1020	0.0267	0.0986
err %	8.46	76.56	8.0333	42

Prova a $V_r^* = 12.5$				
	$ F_\theta $ [N]	ψ_{F_θ} rad	$ F_z $ [N]	ψ_{F_z} rad
mean	0.0137	0.5264	0.3077	0.1351
std	0.00059	0.1613	0.0141	0.2205
err %	4.28	30.65	4.59	163

Prova a $V_r^* = 62.5$				
	$ F_\theta $ [N]	ψ_{F_θ} rad	$ F_z $ [N]	ψ_{F_z} rad
mean	0.0142	0.541	0.3175	0.1404
std	0.00034	0.2146	0.0098	0.3134
err %	2.38	40.95	3.08	223

I risultati in tabella mostrano chiaramente come all'aumentare della V_r^* ci sia un progressivo deterioramento della qualità della misura della fase, infatti mentre i valori del modulo non subiscono un sostanziale peggioramento rimanendo ampiamente all'interno del 10 % d'errore, la fase diviene sempre più imprecisa. La difficoltà di risolvere l'entità della fase fa sì che la componente in quadratura che va con il seno della fase assuma valori molto variabili e quindi molto incerti.

5.4.1 Confronto coi risultati di Force

Le curve ottenute sono state confrontate con le Flutter Derivatives misurate presso la galleria del vento di FORCE Thecnology su un modello sezionale 1 : 65, quindi di scala maggiore, che gode quindi di maggiore affidabilità in termini di rispetto del numero di Reynolds.

Per poter operare un confronto anche solo qualitativo è stato necessario convertire le flutter derivatives di FORCE nella nostra convenzione. I risultati ottenuti sono rappresentati nelle seguenti figure:

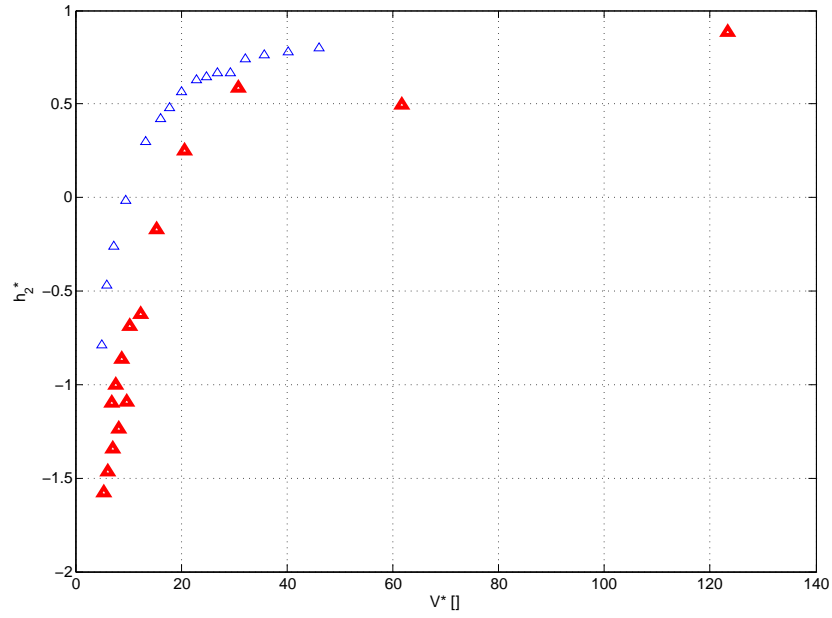


Figura 5.19: Confronto degli andamenti di h_2^* . FORCE - curva blu, Politecnico di Milano curva rossa.

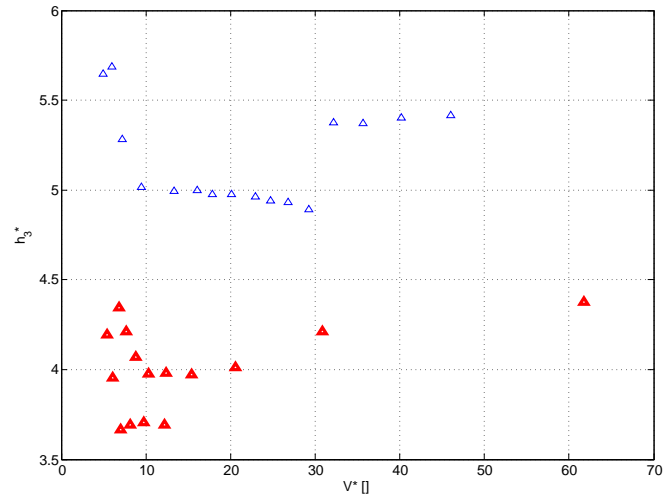


Figura 5.20: Confronto degli andamenti di h_3^* . FORCE - curva blu, Politecnico di Milano curva rossa.

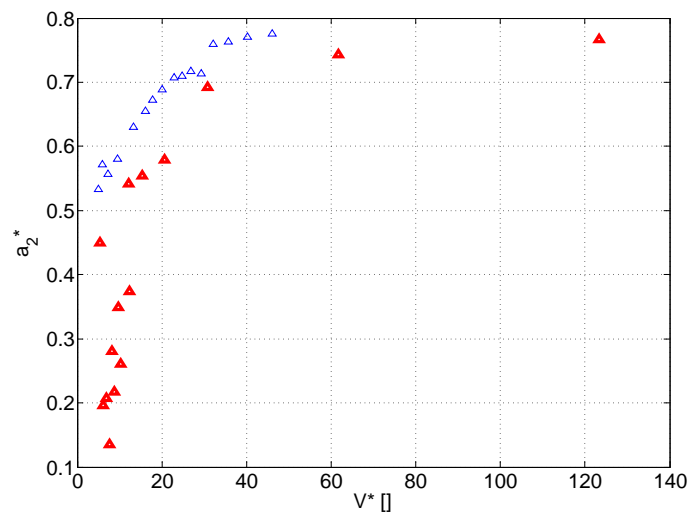


Figura 5.21: Confronto degli andamenti di a_2^* . FORCE - curva blu, Politecnico di Milano curva rossa.

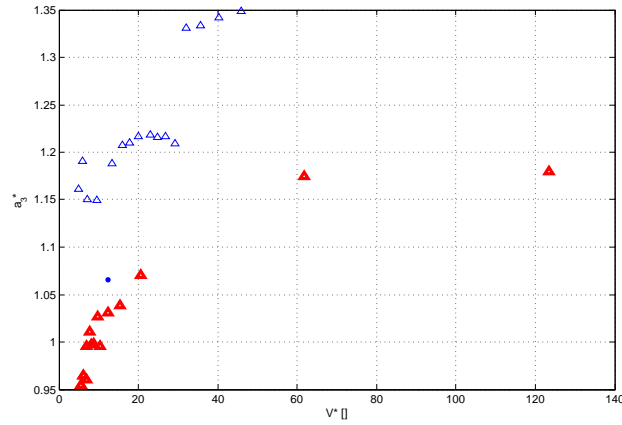


Figura 5.22: Confronto degli andamenti di a_3^* . FORCE - curva blu, Politecnico di Milano curva rossa.

Le curve ottenute mostrano una sostanziale similarità a livello di comportamento globale a bassa velocità ridotta, almeno per quanto riguarda i coefficienti h_2^* e a_2^* . Tuttavia mentre le curve ottenute presso la galleria del vento del Politecnico di Milano presentano un chiaro comportamento asintotico verso i coefficienti ricavati con la teoria Quasi statica, le curve di FORCE, anche se tradotte nella stessa convenzione non tendono alle pendenze delle loro curve statiche. Tuttavia indagare le cause non misuristiche che possono introdurre incertezza all'interno delle prove esula dagli obiettivi di questa tesi. Tutte le incongruenze che emergono evidenziano comunque come la misura delle flutter derivatives sia molto sensibile alla linea sperimentale adottata

Conclusioni

A seguito dell'attività svolta nell'ambito di questo lavoro di tesi, si è pervenuti a sviluppare ed ultimare un sistema automatico per la misura dei coefficienti aerodinamici statici e dinamici di modelli sezionali di ponti di piccola taglia che, a causa delle loro ridotte dimensioni, non riescono ad ospitare i dinamometri di tipo interno. La linea sperimentale si è dimostrata in grado di produrre risultati più che soddisfacenti; questo dato emerge dal confronto con i risultati ottenuti presso altre gallerie del vento su modelli sezionali di taglia più grande e quindi più affidabili in termini di Reynolds. Ulteriori indicazioni in tal senso vengono fornite dall'estrema regolarità delle curve ricavate nel corso delle prove, nonché dai valori che queste curve assumono. A questo proposito va sottolineato che le discrepanze che si incontrano confrontando le curve ottenute presso altri enti sono giustificabili considerando le non idealità delle condizioni di prova per entrambi. E' stata proposta una analisi volta a stimare l'incertezza sui coefficienti dovuta al processo di misura che ha permesso di mettere in luce un legame tra la dispersione dei dati in funzione della velocità ridotta e la fisica del problema.

Occorre rivedere la modalità di vincolo del lato folle dell'impalcato sostituendo il cuscinetto attualmente presente con uno che permetta gli scorrimenti assiali, limitando a questo punto del tutto l'insorgere di coppie iperstatiche che andrebbero inevitabilmente a sporcare la misura. Come sviluppo futuro si suggerisce di studiare una nuova linea sperimentale che permetta di compiere misure sempre su modelli di piccola taglia, ma in grado di imporre moti verticali armonici, così da completare la caratterizzazione in termini di coefficienti aerodinamici delle sezioni scalate *full bridge*.

r

Bibliografia

- [1] C. Beltrami, U. Brusaferrri *Progetto, realizzazione e analisi sperimentale di un dinamometro a più componenti per misure in galleria del vento*; Tesi di laurea, Politecnico di Milano, 1994.
- [2] A. G. Davenport *Buffeting of a suspension bridge by storm winds*; ASCE Journal of Structural Division, 88:233–268, 1962.
- [3] G. Diana, S. Bruni, A. Collina, and A. Zasso. *Turbulence effect on flutter velocity in long span suspended bridges*; Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 48:329–349, 1993.
- [4] G. Diana, F. Resta, A. Zasso, M. Belloli, and D. Rocchi. *Forced motion and free motion aeroelastic tests on a new concept dynamometric section model of the messina suspension bridge*; J. Wind Eng. Ind. Aerodyn., 92(6):441–462, 2004.
- [5] C. Dyrbye and S. O. Hansen, *Wind loads on structures*, Chichester, Jhon Wiley & Sons, 1997.
- [6] M. Falco, A. Curami, A. Zasso *Nonlinear effects in sectional model aeroelastic parameter identification*; Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 41-44, 1321-1332, 1992.
- [7] G. L. Larose and A. D’Auteuil. *On the Reynolds number sensitivity of the aerodynamics of bluff bodies with sharp edges*; Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 94(5):365, 2006.
- [8] B. R. Munson, D. F. Young, and T. H. Okiishi. *Fundamentals of Fluid Mechanics, 5th Edition*; Wiley, 2005.
- [9] R.H.Scanlan *Wind-excited dynamics of bridges, a critical review, in T:FSum (Ed), Recent Advances in Wind Engineering*; Proceedings of Second Asia Pacific Symposium on Wind Engineering, Vol.1, International Academic Publishers, Beijing, 1989, pp. 77-89.
- [10] R. Scanlan, and J. Tomko *Airfoil and bridge deck flutter derivatives*; ASCE J. Eng. Mech. Div. 97 (1971), 1717.

- [11] Singh, L., Jones, N.P., Scanlan, R.H. and Lorendeaux, O., 1996 *Identification of Lateral Flutter Derivatives of Bridge Decks*; Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 60, 81-89.
- [12] T. Theodorsen. *General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter*; NACA Report 496, US Nat. Advisory Committee for Aeronautics, Langley, VA 1935..
- [13] F. Tubino. *Relationship among aerodynamic admittance function, flutter derivatives and static coefficients for long - span bridges*; Department of Structural and Geotechnica Engineering, University of Genoa.
- [14] A. Zasso (1989), *Comportamento aeroelastico di ponti sospesi: studio di un modello analitico non lineare per grandi spostamenti*; Tesi di dottorato di ricerca, Politecnico di Milano,1989.
- [15] A. Zasso, *Flutter derivatives: advantages of a new representation convention*; J. Wind Eng. Ind. Aerodyn., 60(1-3):35-47, 1996.
- [16] E. Simiu,R.H. Scanlan *Wind Effects on Structures*; second edition New York, Jhon Wiley & Sons,1986
- [17] J.R.Taylor, *Introduzione all'analisi degli errori*, Zanichelli, 1999.
- [18] FORCE Technology, *Section model tests for the Izmith Bay Bridge*, Brøndby, 2012.