

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in
Ingegneria Meccanica



Sulla risposta dinamica ed aeroelastica all'azione eolica
di una torre a sezione rettangolare

Relatore: Prof. Alberto ZASSO

Co-relatore: Ing. Stefano GIAPPINO
Ing. Gisella TOMASINI

Tesi di Laurea di:

Roberto AMATO

Matr. 725692

Anno Accademico 2009 - 2010

*Al Padre buono,
i miei meravigliosi genitori
e la mia bella Silvia*

Ringraziamenti

E finalmente giunse la fine.

A conclusione di questo lungo percorso durato quasi sei anni, i ringraziamenti da fare sarebbero tantissimi. Partiamo.

Il primo ringraziamento va senz'altro al Padre Buono che mi ha accompagnato lungo tutto questo periodo, sostenendomi durante le fatiche incontrate e donandomi la serenità e la lucidità per affrontare le prove incontrate.

Un altro speciale Grazie lo devo senz'altro ai miei cari genitori che mi hanno sempre amato tanto, lasciandomi scegliere la strada da percorrere, standomi sempre accanto e, perché no, supportandomi e sopportandomi.

Sul gradino più basso del podio non posso che mettere la mia bella, presente e futura, consorte. Grazie Silvia per avere condiviso con me semplicemente tutto.

Un grazie enorme va ai miei compagni di università. Vi ricordo tutti, dal primo all'ultimo anno (mi piacerebbe scrivere tutti i nomi, ma è già lunga abbastanza 'sta tesi!!!), con grande affetto e riconoscenza: se sono giunto al traguardo il merito e una parte di questo lavoro sono anche vostri.

Se ho vissuto gli ultimi anni di università con serenità è anche e soprattutto per merito del raggianti e gioioso Oratorio SS. Redentore di Milano. Grazie davvero a tutti ragazzi! Vi porto nel cuore insieme ai momenti belli condivisi insieme.

Grazie anche ai mitici nonni che vegliano su di me dal cielo e dalla terra.

Grazie agli zii, alle zie ufficiali e a quelle adottive che, se anche non mi hanno seguito direttamente all'università, mi hanno preparato ad affrontarla meglio.

Grazie anche ai fantastici coinquilini che mi hanno, letteralmente, sopportato durante questi veloci anni di convivenza.

Grazie a tutti gli amici (W i coscritti '85!) e a tutte le persone che in questo momento di grande stanchezza non sto ricordando e mi verranno in mente non appena avrò inviato la copia della tesi.

Grazie a tutto il personale docente del Politecnico che mi ha istruito e preparato con competenza e passione.

Indice Generale

Introduzione

Capitolo 1 Stato dell'arte	3
1.1 Forze moto-indotte	3
1.2 Fenomeni aeroelastici.....	4
1.2.1 Il distacco di vortici ed il fenomeno del <i>lock-in</i>	5
1.2.2 Il <i>galloping</i>	10
1.2.3 Interazioni tra il <i>galloping</i> e le oscillazioni indotte da vortici	13
1.3 Modelli per le oscillazioni indotte da vortici.....	15
1.4 Studi più recenti.....	16
Capitolo 2 Prove di galleria	17
2.1 Fase 1	17
2.1.1 Costruzione del modello	18
2.1.2 Descrizione del sistema di misura.....	21
2.1.2.1 Misura dei carichi globali.....	21
2.1.2.2 Misura delle pressioni superficiali	21
2.1.3 Procedure di calcolo	23
2.1.3.1 Carichi in fondazione	23
2.1.3.2 Pressioni superficiali	24
2.1.4 Flusso in camera di prova	25
2.2 Fase 2.....	27
2.2.1 Costruzione del modello	27
2.2.2 Richieste di similitudine per il modello aeroelastico	29
2.2.3 Descrizione del sistema di misura.....	32
2.3 Flusso in camera di prova.....	33

Capitolo 3 Modello analitico e risultati numerico-sperimentali	35
3.1 Il modello analitico.....	35
3.1.1 Scrittura delle equazioni di moto del sistema	36
3.1.2 I modi di vibrare.....	38
3.1.3 Dati sperimentali di pressione.....	40
3.1.4 Calcolo delle forze generalizzate	41
3.2 Risultati sperimentali.....	42
3.2.1 Coefficienti aerodinamici medi di <i>drag</i> e di <i>lift</i>	42
3.2.2 Velocità critiche di <i>vortex-shedding</i> e di <i>galloping</i>	45
3.2.3 Risposta sperimentale del modello aeroelastico	49
3.3 Confronto risultati numerico sperimentali.....	60
Capitolo 4 Identificazione degli effetti aeroelastici	67
4.1 Analisi del forzamento	67
4.2 Analisi della risposta	98
4.2.1 <i>Peak factor</i>	98
4.2.2 Deviazioni standard delle risposte	108
4.3 Valutazione dei parametri aerodinamici.....	117
4.3.1 Analisi della variazione di frequenza.....	117
4.3.2 Analisi e stima dello smorzamento aerodinamico	123
4.3.3 Confronto dei risultati con studi precedenti.....	140
4.3.3.1 Studi di Marukawa, Tamura, Fujii e Kato.....	141
4.3.3.2 Studi di Quan e Gu.....	147
4.3.3.3 Confronto con la teoria quasi-statica.....	150
Capitolo 5 Nuova valutazione della risposta aeroelastica	157
5.1 Sostituzione dei parametri nel modello numerico.....	157
5.2 Previsione della nuova risposta aeroelastica	160
5.3 Analisi di sensibilità dello smorzamento sulla risposta.....	173
Capitolo 6 Conclusioni e sviluppi futuri.....	177
Bibliografia.....	177

Elenco delle Figure

Capitolo 1

Figura 1.1: Regimi di flusso intorno ad un cilindro [XXVII]	6
Figura 1.2: Punto di separazione del flusso per un corpo a spigoli vivi [XXIV]	7
Figura 1.3: Scia di von Karman per un corpo simmetrico [XXVIII]	7
Figura 1.4: Variazione del numero di <i>Strouhal</i> in funzione del numero di <i>Reynolds</i> per un cilindro [XXVII]	8
Figura 1.5: Sincronizzazione della frequenza di distacco vortici e strutturale nell'intervallo di <i>lock-in</i> per un cilindro circolare [V]	9
Figura 1.6: Effetto d'isteresi nella massima ampiezza di oscillazione per un cilindro. Gli asterischi si riferiscono alle prove effettuate aumentando la velocità del vento, mentre i cerchi vuoti per le velocità di prova decrescenti.	10
Figura 1.7: Corpo a sezione trasversale prismatica inclinato di un angolo α immerso in un fluido a velocità U_{wind} . Rappresentazione e delle forze aerodinamiche agenti.	11
Figura 1.8: Rappresentazione dell'interazione tra <i>galloping</i> e vibrazioni da <i>lock-in</i>	14

Capitolo 2

Figura 2.1: Torre Isozaki vincolata in galleria del vento in condizione di <i>smooth flow</i>	18
Figura 2.2: Convenzioni per il modello Isozaki	19
Figura 2.3: Interno del modello dell'Isozaki con prese di pressione connesse agli scanner	20
Figura 2.4: Bilancia posizionata sotto la tavola girevole	21
Figura 2.5: Posizione dei punti di misura delle pressioni su una sezione del modello con 28 prese	22
Figura 2.6: Distribuzione dei punti di misura delle pressioni sul modello	22
Figura 2.7: Elementi rugosi e spires per generare il profilo turbolento richiesto in camera di prova	25
Figura 2.8: Profilo verticale di velocità media	26
Figura 2.9: Profilo verticale di intensità di turbolenza per le tre componenti	26
Figura 2.10: Componenti fluttuanti del vento	27

Figura 2.11: Modello aeroelastico della torre Isozaki: dettaglio degli elementi elastici	28
Figura 2.12: Modello aeroelastico della torre Isozaki: dettaglio degli elementi smorzanti	28
Figura 2.13: Disposizione degli accelerometri	33
Figura 2.14: Torre Isozaki nello scenario I	34
Figura 2.15: Torre Isozaki nello scenario PII	34

Capitolo 3

Figura 3.1: Confronto tra le deformate modali corrispondenti al primo modo della torre attraverso analisi FEM e modello aeroelastico	38
Figura 3.2: Confronto tra le deformate modali corrispondenti al secondo modo della torre attraverso analisi FEM e modello aeroelastico	38
Figura 3.3: Modello Isozaki visto dall'alto nel sistema di riferimento	39
Figura 3.4: Rappresentazione del primo modo di vibrare alla frequenza 1.236 Hz in direzione X	39
Figura 3.5: Rappresentazione del primo modo di vibrare alla frequenza 1.367 Hz in direzione Y	39
Figura 3.6: Sistema di riferimento per il calcolo dei coefficienti aerodinamici medi stazionari della torre Isozaki con profilo di vento incidente turbolento	43
Figura 3.7: Andamento del coefficiente di <i>drag</i> della torre Isozaki al variare dell'angolo α calcolato su modello fisso in regime turbolento per i due scenari allestiti	43
Figura 3.8: Andamento del coefficiente di <i>lift</i> della torre Isozaki al variare dell'angolo α calcolato su modello fisso in regime turbolento per i due scenari allestiti	44
Figura 3.9: Densità di potenza spettrale normalizzata del momento di base <i>cross wind</i> . Esposizione 0°	48
Figura 3.10: Densità di potenza spettrale normalizzata del momento di base <i>cross wind</i> . Esposizione 90°	48
Figura 3.11: Convenzioni assunte nella scelta delle grandezze di adimensionalizzazione della velocità ridotta per l'esposizione 0°	51
Figura 3.12: Convenzioni assunte nella scelta delle grandezze di adimensionalizzazione della velocità ridotta per l'esposizione 90°	51

Figura 3.13: Risposta sperimentale misurata su modello aeroelastico in direzione <i>cross wind</i> con diversi smorzamenti strutturali e nei differenti profili di vento. Esposizione 0°	52
Figura 3.14: Storia temporale dello spostamento del modello aeroelastico in direzione <i>cross wind</i> alla velocità critica di <i>vortex shedding</i> , $v_y^*=6.36$. Caso: Exp 0°, Setup R0, profilo <i>SF</i>	53
Figura 3.15: Modulo dello spettro della risposta in spostamento del modello aeroelastico in direzione <i>cross wind</i> alla velocità critica di <i>vortex shedding</i> , $v_y^*=6.36$. Caso: Exp 0°, Setup R0, profilo <i>SF</i>	53
Figura 3.16: Storia temporale dello spostamento del modello aeroelastico in direzione <i>cross wind</i> in condizione di <i>galloping</i> , $v_y^*=29.2$. Caso: Exp 0°, Setup R0, profilo <i>SF</i>	54
Figura 3.17: Modulo dello spettro della risposta in spostamento del modello aeroelastico in direzione <i>cross wind</i> in condizione di <i>galloping</i> , $v_y^*=29.2$. Caso: Exp 0°, Setup R0, profilo <i>SF</i>	54
Figura 3.18: Storia temporale dello spostamento del modello aeroelastico in direzione <i>cross wind</i> in condizione di flusso turbolento, $v_y^*=12.4$. Caso: Exp 0°, Setup R1, profilo <i>TF</i>	55
Figura 3.19: Modulo dello spettro della risposta in spostamento del modello aeroelastico in direzione <i>cross wind</i> in condizione di flusso turbolento, $v_y^*=12.4$. Caso: Exp 0°, Setup R1, profilo <i>TF</i>	55
Figura 3.20: Risposta sperimentale misurata su modello aeroelastico in direzione <i>along wind</i> con diversi smorzamenti strutturali e nei differenti profili di vento. Esposizione 0°	56
Figura 3.21: Densità di potenza spettrale dello spostamento misurato in direzione <i>along wind</i> per la prova alla velocità $v_x^*=6.3$ in <i>SF</i> con smorzamento strutturale 0.44% per l'esposizione 0°.	57
Figura 3.22: Risposta sperimentale misurata su modello aeroelastico in direzione <i>cross wind</i> con diversi smorzamenti strutturali e profili di vento. Esposizione 90°	58
Figura 3.23: Risposta sperimentale misurata su modello aeroelastico in direzione <i>along wind</i> con diversi smorzamenti strutturali e profili di vento. Esposizione 90°	59
Figura 3.24: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 0°, in <i>SF</i> , setup R0, nella direzione <i>cross wind</i> . Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche	60

Figura 3.25: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 0° , in <i>SF</i> , setup R0, nella direzione <i>along wind</i> . Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche	61
Figura 3.26: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 90° , in <i>SF</i> , setup R0, nella direzione <i>cross wind</i> (parte sinistra) e <i>along wind</i> (parte destra). Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche	62
Figura 3.27: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 0° , in <i>SF</i> e <i>TF</i> , setup R1, nella direzione <i>cross wind</i> . Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche	63
Figura 3.28: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 0° , in <i>SF</i> e <i>TF</i> , setup R1, nella direzione <i>along wind</i> . Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche	63
Figura 3.29: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 90° , in <i>SF</i> e <i>TF</i> , setup R1, nella direzione <i>cross wind</i> . Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche	64
Figura 3.30: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 90° , in <i>SF</i> e <i>TF</i> , setup R1, nella direzione <i>along wind</i> . Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche	65

Capitolo 4

Figura 4.1: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (<i>cross wind</i>) per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 0° in direzione <i>cross wind</i> al variare della velocità ridotta	68
Figura 4.2: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (<i>cross wind</i>) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 0° in direzione <i>cross wind</i> al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate	72
Figura 4.3: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (<i>along wind</i>) per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 0° in direzione <i>along wind</i> al variare della velocità ridotta	73
Figura 4.4: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (<i>along wind</i>) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello	

0.44% per l'esposizione 0° in direzione <i>along wind</i> al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate	76
Figura 4.5: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (<i>cross wind</i>) per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 90° in direzione <i>cross wind</i> al variare della velocità ridotta	77
Figura 4.6: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (<i>cross wind</i>) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 90° in direzione <i>cross wind</i> al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate	77
Figura 4.7: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (<i>along wind</i>) per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 90° in direzione <i>along wind</i> al variare della velocità ridotta	78
Figura 4.8: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (<i>along wind</i>) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 90° in direzione <i>along wind</i> al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate	78
Figura 4.9: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (<i>cross wind</i>) per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione <i>cross wind</i> al variare della velocità ridotta	79
Figura 4.10: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (<i>cross wind</i>) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione <i>cross wind</i> al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate	82
Figura 4.11: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (<i>along wind</i>) per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione <i>along wind</i> al variare della velocità ridotta	83
Figura 4.12: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (<i>along wind</i>) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione <i>along wind</i> al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate	86
Figura 4.13: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (<i>cross wind</i>) per la prova in <i>SF</i> , con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione <i>cross wind</i> al variare della velocità ridotta	87

- Figura 4.14: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (*cross wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *cross wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate 89
- Figura 4.15: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (*along wind*) per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *along wind* al variare della velocità ridotta 90
- Figura 4.16: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (*along wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *along wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate 92
- Figura 4.17: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (*cross wind*) per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* al variare della velocità ridotta 93
- Figura 4.18: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (*cross wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate 93
- Figura 4.19: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (*along wind*) per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *along wind* al variare della velocità ridotta 94
- Figura 4.20: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (*along wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *along wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate 94
- Figura 4.21: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (*cross wind*) per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *cross wind* al variare della velocità ridotta 95
- Figura 4.22: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (*cross wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *cross wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate 95

Figura 4.23: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (<i>along wind</i>) per la prova in <i>TF</i> , con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione <i>along wind</i> al variare della velocità ridotta	96
Figura 4.24: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (<i>along wind</i>) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in <i>TF</i> , con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione <i>along wind</i> al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate	96
Figura 4.25: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 0° . Direzione: <i>cross wind</i>	100
Figura 4.26: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 0° . Direzione: <i>along wind</i>	100
Figura 4.27: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 90° . Direzione: <i>cross wind</i>	101
Figura 4.28: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 90° . Direzione: <i>along wind</i>	101
Figura 4.29: Storia temporale della risposta del sistema nella zona di <i>lock-in</i> . $g=1.5$	103
Figura 4.30: Storia temporale di un segnale tipicamente gaussiano. $g=3.5$	103
Figura 4.31: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0° . Direzione: <i>cross wind</i>	104
Figura 4.32: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0° . Direzione: <i>along wind</i>	104
Figura 4.33: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90° . Direzione: <i>cross wind</i>	105
Figura 4.34: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90° . Direzione: <i>along wind</i>	105

Figura 4.35: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°.	
Direzione: <i>cross wind</i>	106
Figura 4.36: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°.	
Direzione: <i>along wind</i>	106
Figura 4.37: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°.	
Direzione: <i>cross wind</i>	107
Figura 4.38: <i>Peak factor</i> in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°.	
Direzione: <i>along wind</i>	107
Figura 4.39: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>cross wind</i>	109
Figura 4.40: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>along wind</i>	110
Figura 4.41: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i>	111
Figura 4.42: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	112
Figura 4.43: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> (linea verde) e con surrounding (I) in <i>TF</i> (linea blu), con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>cross wind</i>	113
Figura 4.44: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> (linea verde) e con surrounding (I) in <i>TF</i> (linea blu), con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>along wind</i>	114
Figura 4.45: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> (linea verde) e con surrounding (I) in <i>TF</i> (linea blu), con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i>	115

Figura 4.46: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico con contesto isolato (S) in <i>SF</i> (linea verde) e con surrounding (I) in <i>TF</i> (linea blu), con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	116
Figura 4.47: Rapporto tra la frequenza di massima oscillazione e la frequenza strutturale in aria ferma nelle due direzioni al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 0°.	119
Figura 4.48: Rapporto tra la frequenza di massima oscillazione e la frequenza strutturale in aria ferma nelle due direzioni al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 90°.	119
Figura 4.49: Rapporto tra la frequenza di massima oscillazione e la frequenza strutturale in aria ferma nelle due direzioni al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°.	120
Figura 4.50: Schema concettuale della RDT [XIV]	121
Figura 4.51: Frequenze di massima oscillazione stimate dalla <i>RDT</i> e <i>NEXT</i> . Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 0°. Direzione <i>Y cross wind</i>	122
Figura 4.52: Spettro della componente <i>u</i> del vento al variare della frequenza ridotta	125
Figura 4.53: Velocità stimata dall'EKF. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. $V_x^* = 8.93$	126
Figura 4.54 : Andamento degli stimatori della differenza delle variabili di stato, velocità e spostamento, e della stima dello smorzamento aerodinamico in funzione della varianza del forzamento	127
Figura 4.55: Ingrandimento della Figura 4.54	127
Figura 4.56: Modulo e fase della funzione di trasferimento tra momento in fondazione e accelerazione in sommità per il calcolo dello smorzamento aerodinamico. Prova con esposizione 0°, direzione <i>cross wind</i> , in <i>SF</i> e $h_s=0.44\%$. $v_y^* = 27.7$	128
Figura 4.57: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>cross wind</i>	129

Figura 4.58: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i>	129
Figura 4.59: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>cross wind</i>	131
Figura 4.60: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con nello scenario (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i>	131
Figura 4.61: Modulo dello spettro per lo spostamento reale e stimato dall'EKF. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i> . $v_x^* = 2.75$	132
Figura 4.62: Decay stimato da NEXT e RDT. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i> . $v_x^* = 2.75$	133
Figura 4.63: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>cross wind</i>	133
Figura 4.64: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i>	134
Figura 4.65: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con surrounding e altri edifici (PII) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i>	134
Figura 4.66: Orientazione del modello Isozaki rispetto alla velocità del vento incidente	135
Figura 4.67: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>along wind</i>	136
Figura 4.68: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R0 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	137
Figura 4.69: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>along wind</i>	137

Figura 4.70: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	138
Figura 4.71: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>along wind</i>	139
Figura 4.72: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	139
Figura 4.73: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con surrounding e altri edifici (PII) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	140
Figura 4.74: Andamento dello smorzamento aerodinamico in funzione della velocità ridotta definita secondo le convenzioni di [XVI] per diversi smorzamenti strutturali	142
Figura 4.75: Riferimenti per l'esposizione 90°	142
Figura 4.76: Riferimenti per l'esposizione 0°	142
Figura 4.77: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>cross wind</i>	143
Figura 4.78: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>along wind</i>	144
Figura 4.79: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i>	145
Figura 4.80: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding più altri palazzi (PII) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i>	145
Figura 4.81: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	146
Figura 4.82: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding più altri palazzi (PII) in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	146

Figura 4.83: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Quan e Gu. Prova su modello aeroelastico nello scenario I in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i>	148
Figura 4.84: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Quan e Gu. Prova su modello aeroelastico nello scenario PII in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>cross wind</i>	149
Figura 4.85: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Quan e Gu. Prova su modello aeroelastico nello scenario I in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>along wind</i>	149
Figura 4.86: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Quan e Gu. Prova su modello aeroelastico nello scenario PII in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	150
Figura 4.87: Confronto stime smorzamento delle diverse tecniche con la teoria quasi-statica. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>along wind</i>	152
Figura 4.88: Confronto stime smorzamento delle diverse tecniche con la teoria quasi-statica. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in <i>SF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	153
Figura 4.89: Confronto stime smorzamento delle diverse tecniche con la teoria quasi-statica. Prova su modello aeroelastico nello scenario I in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: <i>along wind</i>	154
Figura 4.90: Confronto stime smorzamento delle diverse tecniche con la teoria quasi-statica. Prova su modello aeroelastico nello scenario I in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	155
Figura 4.91: Confronto stime smorzamento delle diverse tecniche con la teoria quasi-statica. Prova su modello aeroelastico nello scenario PII in <i>TF</i> , con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: <i>along wind</i>	155

Capitolo 5

Figura 5.1: Media degli smorzamenti aerodinamici nell'esposizione 0° in direzione <i>cross wind</i> utilizzati nella nuova stima della risposta del modello	158
Figura 5.2: Media degli smorzamenti aerodinamici nell'esposizione 90° in direzione <i>cross wind</i> utilizzati nella nuova stima della risposta del modello	159
Figura 5.3: Media degli smorzamenti aerodinamici nell'esposizione 0° in direzione <i>along wind</i> utilizzati nella nuova stima della risposta del modello	159

Figura 5.4: Media degli smorzamenti aerodinamici nell'esposizione 90° in direzione <i>along wind</i> utilizzati nella nuova stima della risposta del modello	160
Figura 5.5: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 0°, setup R0, <i>SF</i> , in direzione <i>cross wind</i>	161
Figura 5.6: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 90°, setup R0, <i>SF</i> , in direzione <i>cross wind</i>	162
Figura 5.7: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 0°, setup R1, <i>SF</i> , in direzione <i>cross wind</i>	163
Figura 5.8: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 0°, setup R1, <i>SF</i> , in direzione <i>along wind</i>	164
Figura 5.9: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 90°, setup R1, <i>SF</i> , in direzione <i>cross wind</i>	165
Figura 5.10: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 90°, setup R1, <i>SF</i> , in direzione <i>along wind</i>	165
Figura 5.11: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 0°, setup R1, <i>TF</i> , in direzione <i>cross wind</i>	166
Figura 5.12: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 0°, setup R1, <i>TF</i> , in direzione <i>along wind</i>	166
Figura 5.13: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 90°, setup R1, <i>TF</i> , in direzione <i>cross wind</i>	167
Figura 5.14: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 90°, setup R1, <i>TF</i> , in direzione <i>along wind</i>	168
Figura 5.15: Confronto tra i moduli degli spettri dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 90°, <i>SF</i> , setup R1, direzione <i>cross wind</i> , $v_x^* = 6.36$.	170
Figura 5.16: Confronto tra le time history dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 90°, <i>SF</i> , setup R1, direzione <i>cross wind</i> , $v_x^* = 6.36$.	170
Figura 5.17: Confronto tra i moduli degli spettri dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 0°, <i>TF</i> , setup R1, direzione <i>cross wind</i> , $v_y^* = 20$.	171
Figura 5.18: Confronto tra le time history dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici	

- dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 0° , *TF*, setup R1, direzione *cross wind*, $v_y^* = 20$. 171
- Figura 5.19: Confronto tra i moduli degli spettri dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 0° , *SF*, setup R0, direzione *cross wind*, $v_y^* = 27.67$. 172
- Figura 5.20: Confronto tra le time history dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 0° , *SF*, setup R0, direzione *cross wind*, $v_y^* = 27.67$. 172
- Figura 5.21: Smorzamenti aerodinamici adimensionali utilizzati per analisi di sensibilità nella prova su modello rigido in *SF* in direzione *cross wind* per l'esposizione 90° 174
- Figura 5.22: Rapporto tra la deviazione standard dello spostamento calcolata numericamente con gli smorzamenti modificati e la deviazione standard dello spostamento calcolata con lo smorzamento stimato. Prova per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* in *SF* 174
- Figura 5.23: Variazione del modulo della funzione di trasferimento tra forzamento e spostamento per il primo modo nell'intorno della risonanza al variare dello smorzamento aerodinamico adimensionale 175
- Figura 5.24: Rapporto tra la deviazione standard dello spostamento calcolata numericamente con gli smorzamenti modificati e la deviazione standard dello spostamento calcolata con lo smorzamento stimato. Prova per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* in *TF* 176

Elenco delle Tabelle

Tabella 2.1: Dimensioni di riferimento del modello Isozaki	19
Tabella 2.2: Organizzazione delle prese di pressione sul modello Isozaki per la fase 1	23
Tabella 2.3: Smorzamenti misurati attraverso prova decay dalla torre Isozaki nei due diversi setup	28
Tabella 2.4: Proprietà dinamiche inerziali della torre Isozaki associate ai primi due modi di vibrare	29
Tabella 2.5: Proprietà dinamiche elastiche della torre Isozaki associate ai primi due modi di vibrare	29
Tabella 2.6: Organizzazione delle prese di pressione su modello Isozaki per la fase 2	32
Tabella 2.7: Altezza da terra della posizione degli accelerometri	33
Tabella 3.1: Coefficiente aerodinamico di <i>drag</i> e derivata del coefficiente di <i>lift</i> per il profilo <i>TF</i> , misurati su modello fisso della torre Isozaki	44
Tabella 3.2: Coefficiente aerodinamico di <i>drag</i> e derivata del coefficiente di <i>lift</i> per il profilo <i>SF</i> , misurati su modello fisso della torre Isozaki	45
Tabella 3.3: Velocità ridotta utilizzata nelle due esposizioni investigate	50
Tabella 4.1: Confronto delle caratteristiche delle prove di [XVI] e su Isozaki	141
Tabella 4.2: Profili di vento testati da Quan e Gu in [XVIII] per test in galleria	147

Sommario

Gli edifici ad elevato sviluppo verticale possono sperimentare grandi risposte in direzione perpendicolare al vento a causa dell'eccitazione da vortici generata dal distacco del flusso attorno ai corpi tozzi. La capacità di predire questo moto è di fondamentale importanza nella progettazione e nella valutazione del comfort. Una volta che i carichi eolici sono noti, per esempio dai test in galleria del vento su modelli rigidi, la risposta della torre può essere valutata numericamente. Tuttavia, quando la torre, durante le oscillazioni, sperimenta le forze dipendenti dal moto, la risposta predetta può essere significativamente differente da quella reale se gli effetti aeroelastici non sono stati valutati. Questo lavoro investiga questo problema attraverso test condotti in galleria del vento su un modello rigido ed aeroelastico di un prisma a sezione rettangolare, avendo misurato contemporaneamente le forze eoliche e lo spostamento della torre. Dopo aver confrontato i risultati ottenuti, valutate usando le pressioni eoliche sui due modelli, è stata predetta la risposta della torre attraverso un modello numerico che includesse i parametri aeroelastici valutati attraverso le prove sperimentali.

Parole chiave: test in galleria del vento, effetti aeroelastici, misure di pressione, aerodinamica dei palazzi, smorzamento negativo

Abstract

High-rise buildings can experience large across-wind response due to the vortex excitation generated by the detached flow around the bluff-body. The capability to predict this motion is fundamental for design purpose and occupancy comfort evaluation. Once the wind loads are known, for instance by wind tunnel tests on rigid models, the tower response can be numerically evaluated. Nevertheless, when the tower, during the oscillations, experiences motion-induced forces the predicted response can be significantly different from the real one if aeroelastic effects are not evaluated. This study investigates this problem by the wind tunnel tests on rigid and aeroelastic model of rectangular section prism, having the wind force simultaneously measured together the tower displacement. After the comparison between the computed responses, evaluated using the wind pressure on the non-moving and moving model, the tower response was predicted by numerical model including aeroelastic parameters evaluated from experimental test.

Keywords: wind tunnel test, aeroelastic effects, surface pressure measurements, building aerodynamic, negative damping

Introduzione

Gli edifici ad elevato sviluppo verticale possono sperimentare grandi risposte in direzione perpendicolare al vento a causa dell'eccitazione dei vortici generata dal distacco del flusso intorno al corpo o più generalmente da fenomeni dovuti all'interazione tra fluido e struttura. La capacità di predire il moto è di fondamentale importanza sia nella progettazione strutturale sia nella valutazione del comfort degli occupanti. Se non sono presenti fenomeni aeroelastici, la risposta di una torre al vento può essere valutata con buona accuratezza mediante un modello numerico al quale è applicato un forzamento eolico misurato da prove in galleria del vento su modello rigido. Se, invece, con l'oscillazione della torre investita dal vento si instaura un campo di forze aeroelastico, la risposta predetta sopra può differire significativamente. Questo lavoro studia tale problema a partire da prove sperimentali in galleria del vento eseguite su un modello fisso e su uno in scala aeroelastica di una torre a sezione rettangolare, avendo misurato contemporaneamente le forze eoliche e la risposta della torre. Scopo del lavoro è di validare un approccio per la previsione della risposta della torre aeroelastica a partire dalle simulazioni condotte su modello numerico forzato con le pressioni misurate su rigido, inglobando gli effetti aeroelastici nei parametri meccanici del sistema, in particolar modo nello smorzamento. Tali parametri sono valutati dalle misure effettuate sperimentalmente su modello aeroelastico attraverso diverse tecniche di identificazione. Infine, oltre ad un'analisi di sensibilità sulla risposta predetta, verranno confrontati tutti i risultati ottenuti criticando le potenzialità dell'approccio utilizzato.

Nel capitolo 1 verranno definiti i principali fenomeni aeroelastici che si incontreranno nel presente studio e saranno elencati i principali modelli con i quali vengono trattati i fenomeni aeroelastici agenti su camini, torri, alti palazzi. Inoltre verrà proposta una breve panoramica sugli studi compiuti e sui risultati conseguiti e riportati in letteratura.

Il capitolo 2 si occupa di descrivere le campagne effettuate in galleria del vento, l'allestimento sperimentale, i sistemi di misura utilizzati e le prove eseguite.

Nel capitolo 3 verrà descritto il modello analitico con il quale è valutata numericamente la risposta della torre a partire dalla forzante misurata su modello rigido e saranno presentati i risultati ottenuti dalle prove condotte in galleria del vento e dalle simulazioni numeriche, evidenziando la presenza di effetti dovuti alle forze indotte dal moto per le diverse esposizioni e i diversi profili di vento testati.

Il capitolo 4, cuore del lavoro, propone un'analisi dettagliata delle forzanti e delle risposte in spostamento per le diverse velocità testate sia su modello rigido sia aeroelastico, al fine di ricercare in quali situazioni gli effetti aeroelastici sono realmente presenti. Nel capitolo è valutata la variazione dei parametri del sistema meccanico soggetto al campo di forze del fluido, in termini di frequenza di oscillazione e smorzamento aerodinamico tramite l'impiego di diverse tecniche di identificazione, tra le quali la *Random Decrement Technique*, la *Natural Excitation Technique*, l'*Extended Kalman Filter* e la funzione di trasferimento tra momento in fondazione ed accelerazione. In conclusione al capitolo, i risultati ottenuti saranno confrontati con quelli riportati in letteratura.

Il capitolo 5 tratta della previsione della risposta tramite modello numerico corretto con i parametri aeroelastici valutati nel Capitolo 4 e sottoposto alle forzanti misurate su modello rigido.

Infine, verranno tracciate le conclusioni del lavoro evidenziando pregi e difetti dell'approccio utilizzato e verranno indicati possibili percorsi futuri.

Capitolo 1

Stato dell'arte

1.1 Forze moto-indotte

L'espressione forze moto-indotte appare nella letteratura della fluidodinamica spesso senza una precisa definizione. Generalmente questa espressione si riferisce alle forze indotte dal moto del corpo attraverso il fluido; tuttavia definizione rimane piuttosto vaga. E' importante specificare il termine per inquadrare il problema che si sta studiando. In modo ragionevole ed esaustivo si può dire che:

“Le forze indotte dal moto si riferiscono a quelle forze aerodinamiche che sono correlate al moto della struttura relativa ad un sistema di riferimento inerziale e potrebbero essere più propriamente chiamate forze aerodinamiche correlate al moto”[XXVII].

Questa definizione non intende assumere carattere universale poiché in altre applicazioni potrebbero esserci differenti restrizioni più o meno marcate. La parola “correlata”, così com'è usata sopra, implica che esiste una dipendenza matematica non triviale tra le forze aerodinamiche e il moto del corpo. Le forze indotte dal moto potrebbero non essere semplicemente messe in relazione con le forze aeroelastiche. L'aeroelasticità si occupa di studiare fenomeni nei quali c'è una significativa interazione tra il moto strutturale del sistema e le forze aerodinamiche. Ne consegue che i fenomeni aeroelastici si relazioneranno sicuramente con le forze indotte dal moto. Di conseguenza, il termine forze moto-indotte non include di per sé solo le forze generate da distacco di vortici. Queste esistono anche su una struttura stazionaria dove potrebbe non esserci correlazione del moto, come dimostrano le prove in galleria del vento su modelli rigidi. D'altra parte, il cosiddetto fenomeno di *lock-in* si può verificare quando la struttura oscilla e, in questo caso, le forze di distacco di vortice diventano, almeno in parte, forze indotte dal moto. Rimangono, tuttavia, presenti le forze strutturali e aerodinamiche che giocano un ruolo significativo nei fenomeni aeroelastici.

1.2 Fenomeni aeroelastici

Innumerevoli fenomeni sono correlati alle forze moto-indotte e sono perciò classificati come aeroelastici. Essi includono le vibrazioni indotte distacco di vortici, il *galloping cross-wind*, il *galloping* di scia, il *flutter* e la divergenza torsionale.

Non tutti questi fenomeni sono caratteristici delle torri o degli edifici ad elevato sviluppo verticale. La divergenza torsionale e alcuni tipi di *flutter* sono principalmente associati al moto torsionale¹ del corpo stesso. Questi fenomeni sono studiati con maggior attenzione su strutture molto snelle tipo lunghi ponti o coperture flessibili. Il classico *flutter* si ha quando le frequenze proprie relative a due gradi di libertà di un corpo, tipicamente uno flessionale ed un altro torsionale, si avvicinano fino a coincidere amplificando il moto del corpo che risulterà essere una combinazione lineare delle rispettive deformate modali. Il *galloping* di scia si riferisce a casi speciali di *galloping* dove più di un corpo tozzo è strutturalmente connesso ad altri. Un corpo posto a valle può essere influenzato dalla scia di uno a monte ed il suo moto influenza il corpo a monte e la sua scia. Questo è un tipico problema osservato su linee di potenza sospese tenute parallele da distanziatori meccanici o su alti edifici disposti a distanza ravvicinata [XXIII].

Le più importanti forme di instabilità che si incontrano nello studio del comportamento aeroelastico delle torri possono essere classificate come distacco di vortici e *galloping* e, quindi, solo queste verranno descritte qui².

¹ Questo tipo di moto non verrà considerato nel presente studio.

² Esiste anche un ulteriore effetto aeroelastico identificato per queste strutture che è lo smorzamento in direzione *along-wind*. Esso è generalmente positivo e quindi tende a ridurre la risposta del sistema. La teoria quasi-statica è sviluppata e trattata nel Capitolo 4.

1.2.1 Il distacco di vortici ed il fenomeno del *lock-in*

Il *vortex-shedding* per corpi tozzi è un fenomeno aeroelastico che ha ricevuto una notevole attenzione per molto tempo. Numerosi studiosi (von Karman, Strouhal, Tamura, ecc.) hanno prodotto molti articoli in questo campo. Tuttora, ogni anno continuano ad essere pubblicate decine di articoli su aspetti analitici e sperimentali del fenomeno [VI, XV, XXVII, XXVIII]. Tale interesse nella ricerca è certamente dovuto, in parte, all'intrigante varietà di effetti associati al fenomeno e, in parte, alla scarsa comprensione del meccanismo che lo governa. Tuttavia, più importante del semplice interesse accademico è il fatto che le vibrazioni causate dal processo di distacco di vortici sono uno dei prevalenti problemi nella fluidodinamica e nella meccanica di un ampio tipo di strutture, ad esempio: linee di potenza, torri, camini, cavi marini e strutture aerospaziali [XIX, XXIV].

E' importante distinguere distacco di vortice, un fenomeno strettamente fluidodinamico, da vibrazioni indotte da vortici, che è un fenomeno fluido-elastico che avviene in presenza di distacco di vortici.

Quando un corpo è immerso in *smooth flow*³, il flusso si porta intorno al corpo stesso. Per piccoli numeri di Reynolds, il flusso può seguire il contorno del corpo. Questo è spiegato nella Figura 1.1 per un cilindro a $Re \leq 5$. Appena il numero di Reynolds è in crescita, le forze d'inerzia diventano relativamente più grandi e il flusso non può più accelerare intorno alla superficie del corpo. Le separazioni dei flussi avvengono negli stessi punti. Intorno a $Re=10$ per il cilindro, si genera una forma stabile di due vortici.

³ Questo profilo di vento, che verrà meglio descritto nel Capitolo 2, indica un tipo di vento caratterizzato da un andamento della velocità media al variare dell'altezza costante e bassissimi indici di turbolenza anch'essi costanti con la quota da terra per le tre direzioni.

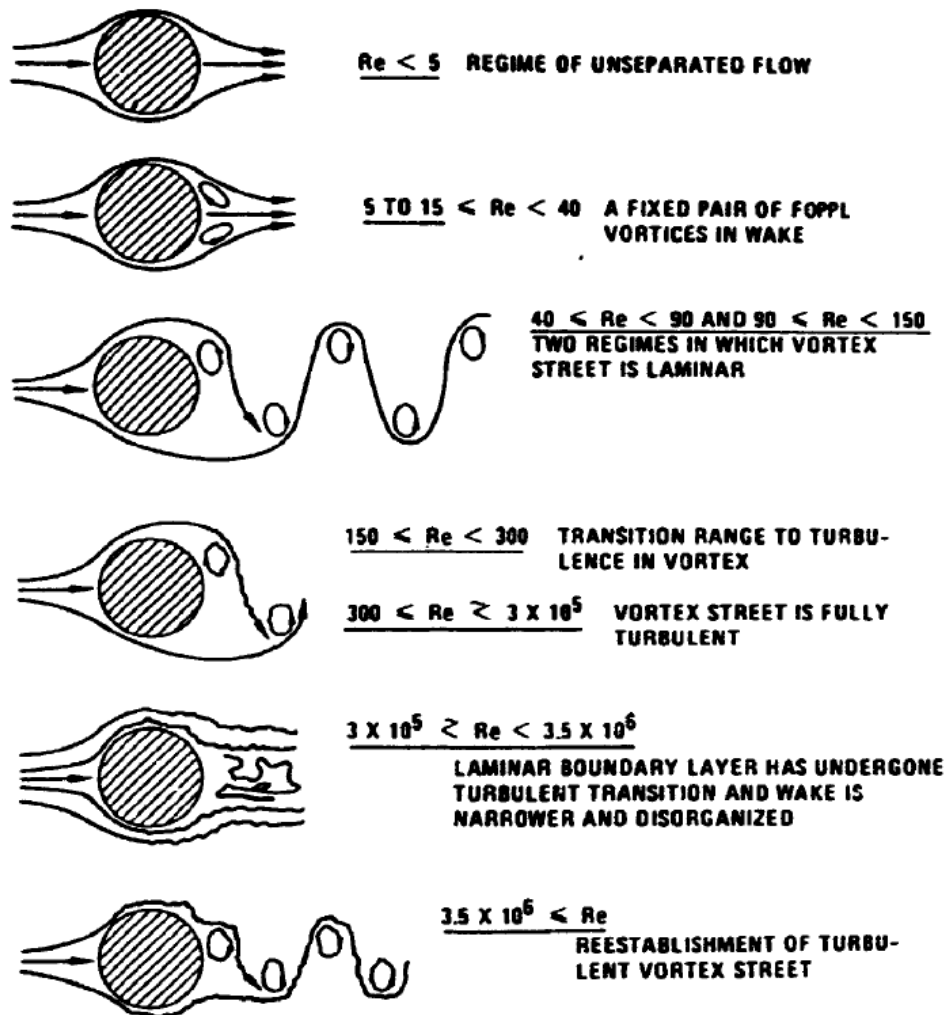


Figura 1.1: Regimi di flusso intorno ad un cilindro [XXVII]

Per numeri di Reynolds ancora più alti, si forma uno strato limite. Per corpi con superfici curve, come i cilindri, il punto di separazione varia ampiamente in funzione di Reynolds e della rugosità superficiale. D'altro canto, per corpi con spigoli vivi, i punti di separazione tendono a collocarsi negli angoli dove, in caso contrario, sarebbero richieste accelerazioni più elevate (Figura 1.2). La separazione del flusso causa la formazione di vortici che contribuisce alla formazione di una scia turbolenta non stazionaria dietro al corpo stesso. Se il corpo è simmetrico, i vortici di rotazione contraria che si distaccano dai fianchi

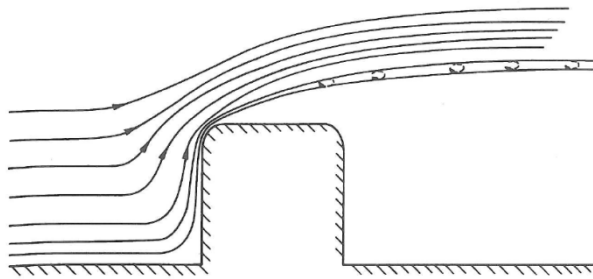


Figura 1.2: Punto di separazione del flusso per un corpo a spigoli vivi [XXIV]

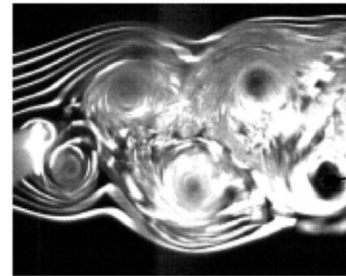


Figura 1.3: Scia di von Karman per un corpo simmetrico [XXVIII]

opposti del corpo, si organizzeranno in una successione alternata che procede verso valle. Questo è noto come la scia di von Karman (Figura 1.3). A più alti numeri di Reynolds, si verifica la transizione a regime turbolento e i vortici si distaccano in maniera casuale. Mentre alla fine è raggiunto un regime di costante distacco di vortici turbolento.

In uno dei primi studi sistematici di *vortex-shedding*, è stato osservato da Strouhal che la frequenza alla quale i vortici si distaccano da un corpo tozzo, f_v , è legata alla velocità media del flusso, U_H , e da una dimensione caratteristica del corpo, L , attraverso un parametro adimensionale chiamato numero di Strouhal o St . Per una data sezione, questo parametro è praticamente insensibile al numero di Reynolds e la sua formulazione si può esprimere come:

$$St = \frac{f_{VS}L}{U_H} \quad (1.1)$$

Per corpi bidimensionali, il numero di *Strouhal* si pone in un intervallo di valori compreso tra 0.14 e 0.25. Figura 1.4 mostra la variazione del numero di Strouhal al variare del numero di Reynolds per un cilindro circolare.

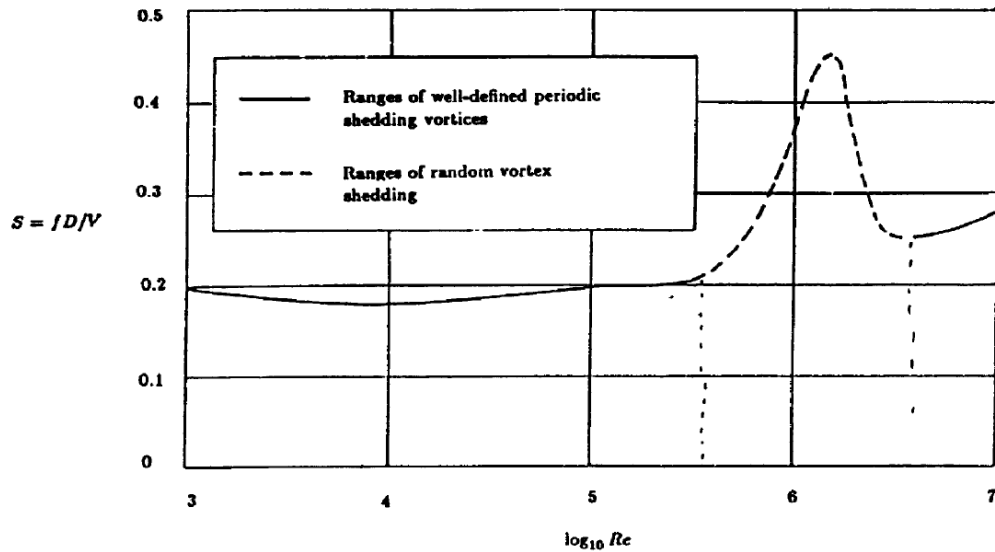


Figura 1.4: Variazione del numero di *Strouhal* in funzione del numero di *Reynolds* per un cilindro [XXVII]

Questa azione alternata sulla scia, impartisce forze oscillanti sul corpo principalmente nella direzione perpendicolare al flusso (*cross-wind*). Se il corpo è elastico, quest'ultimo risponderà a questo forzamento. E' plausibile che il corpo, sotto determinate condizioni, possa solamente rispondere in modo oscillante del tutto simile all'azione di *buffeting* che avviene a causa della turbolenza lungo la direzione del vento. Tuttavia, il modo con il quale la struttura risponde ed interagisce con il forzamento indotto dal distacco di vortici è il processo critico sottostante al fenomeno di vibrazioni indotte da vortici e che lo differenzia dal semplice *buffeting cross-wind*. Emerge da tutti i risultati sperimentali che c'è uno scambio di energia tra fluido e struttura. In altre parole, è possibile che l'energia scambiata possa ridurre lo smorzamento totale disponibile del corpo e far raggiungere ad esso una condizione di smorzamento complessivo negativo. Di conseguenza, per determinate proprietà strutturali di massa e di basso smorzamento, le oscillazioni potrebbero crescere notevolmente in ampiezza. Più piccolo è lo smorzamento proprio della struttura, maggiori saranno le oscillazioni indotte da distacco di vortici. Tuttavia per smorzamenti strutturali trascurabili, l'ampiezza delle oscillazioni indotte raggiungono cicli limite dell'ordine della dimensione della struttura stessa. Ciò suggerisce che è presente una non-linearità nel processo: la crescita dell'ampiezza di oscillazione diminuisce il flusso netto di energia scambiato e così, per date ampiezze, si

raggiunge l'equilibrio. Le ampiezze non crescono più e lo smorzamento totale si annulla, raggiungendo una condizione di regime.

Se la velocità del flusso supera un certo intervallo, le oscillazioni diminuiscono per poi annullarsi. Infatti, le oscillazioni indotte dai vortici si limitano ad un intervallo finito di velocità dove la frequenza di distacco si sincronizza approssimativamente con la frequenza propria della struttura (Figura 1.5).

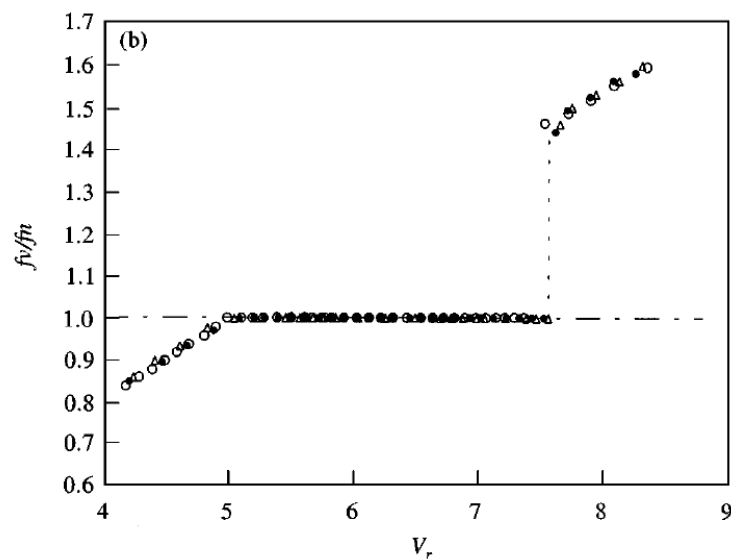


Figura 1.5: Sincronizzazione della frequenza di distacco vortici e strutturale nell'intervallo di *lock-in* per un cilindro circolare [V]

L'aspetto forse più importante del fenomeno di distacco di vortici è il “*feedback*” che il moto del corpo trasferisce al fluido. Esso è responsabile della natura autolimitante delle oscillazioni, come precedentemente menzionato, ma la sua presenza è forse più chiaramente dimostrata dal cosiddetto effetto *lock-in*. Quando il moto è abbastanza ampio, il distacco di vortice viene bloccato dal moto del corpo. Se la velocità del flusso cambia lentamente il processo di distacco persiste seguendo però il moto del corpo piuttosto che la legge di *Strouhal* (1.1). Se la velocità è sufficientemente cambiata, i vortici ritornano a staccare seguendo nuovamente la legge di *Strouhal*. Effetti isteretici nell'ampiezza di oscillazione sono stati rilevati come mostrato nella Figura 1.6. Essi sono stati studiati da molti ricercatori tuttavia non c'è una chiara relazione tra il verificarsi dell'isteresi e i parametri sperimentali.

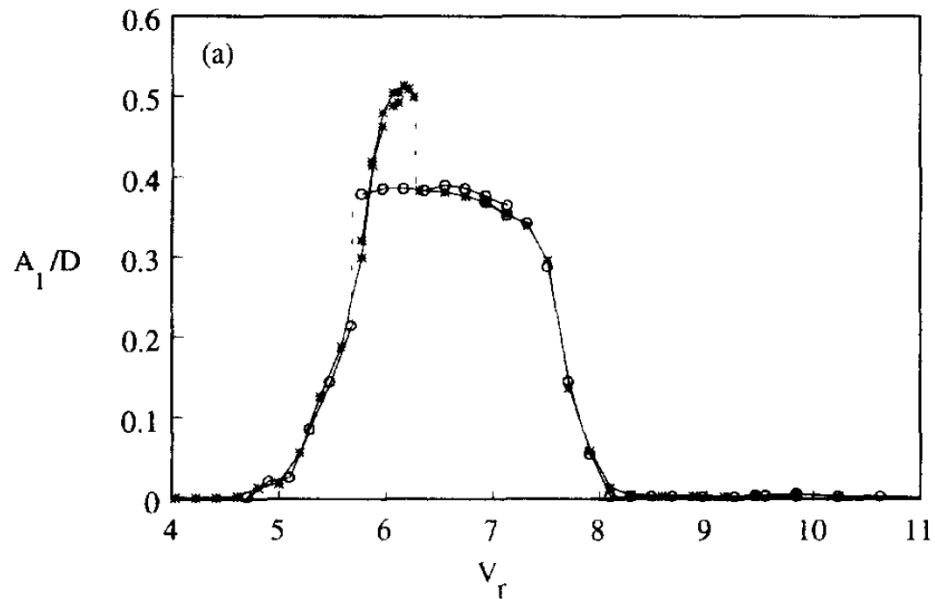


Figura 1.6: Effetto d'isteresi nella massima ampiezza di oscillazione per un cilindro. Gli asterischi si riferiscono alle prove effettuate aumentando la velocità del vento, mentre i cerchi vuoti per le velocità di prova decrescenti.

1.2.2 Il galloping

Il *galloping* è stato osservato per molto tempo nelle oscillazioni di grande ampiezza su linee di potenza sospese. Il moto è generalmente ad un grado di libertà, ovvero l'oscillazione perpendicolare al flusso. Esso risulta da una forma di instabilità aerodinamica associata alla forma della sezione del corpo o più precisamente ai coefficienti di portanza e di resistenza relativi ad essa. Sotto l'ipotesi di flusso quasi-statico, una condizione necessaria e sufficiente affinché il *galloping* si instauri può essere espressa dal criterio di Den Hartog, espresso nell'equazione (1.2).

$$\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D\right)_0 > 0 \quad (1.2)$$

Il *galloping* non si verifica su strutture assialsimmetriche come cilindri circolari o cavi. E' stato verificato che il ghiaccio accumulato sui cavi sospesi può alterare la sezione trasversale dando modo al fenomeno di instaurarsi. Questo tipo di fenomeno ha ricevuto molta attenzione. In *smooth flow*, il *galloping* è

anche caratterizzato da una velocità critica alla quale vengono raggiunte le condizioni di instabilità ed iniziano a verificarsi oscillazioni crescenti. Una volta che il *galloping* si è instaurato le ampiezze generalmente crescono al crescere della velocità fluido e, a differenza del distacco di vortici, possono raggiungere ampiezze pari anche a dieci volte la sezione trasversale. Gli effetti di isteresi sono presenti nelle ampiezze di oscillazione quando la velocità cresce e decresce.

Di seguito verrà proposta brevemente la teoria analitica con la quale è descritto il fenomeno del *galloping*. Rimandiamo a testi specialistici [VIII] per una trattazione più dettagliata.

Consideriamo un corpo a sezione prismatica immerso in un flusso a bassa turbolenza e supponiamo il corpo fisso senza possibilità di movimento come rappresentato in Figura 1.7. Il corpo sarà soggetto ad una forza di *drag* nella direzione di V_r e ad una forza di *lift* in direzione perpendicolare a V_r .

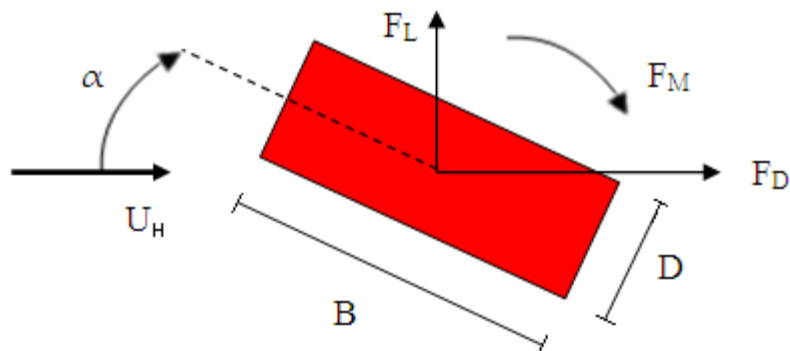


Figura 1.7: Corpo a sezione trasversale prismatica inclinato di un angolo α immerso in un fluido a velocità U_{wind} . Rappresentazione e delle forze aerodinamiche agenti.

$$F_D = \frac{1}{2} \rho B V_r^2 C_D(\alpha) \quad (1.3)$$

$$F_L = \frac{1}{2} \rho B V_r^2 C_L(\alpha) \quad (1.4)$$

Dove ρ è la densità dell'aria, B una dimensione caratteristica, V_r la velocità relativa del fluido incidente il corpo e C_D e C_L sono rispettivamente i coefficienti di *drag* e di *lift*.

L'equazione di moto nella direzione verticale (y) valida per piccole oscillazioni nell'intorno della posizione di equilibrio $\alpha = 0$, risulta essere:

$$m(\ddot{y} + 2h\omega\dot{y} + \omega^2y) = -\frac{1}{2}\rho BU_H^2 \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D \right)_0 \frac{\dot{y}}{U_H} \quad (1.5)$$

dove m è la massa, h è il rapporto tra lo smorzamento strutturale e lo smorzamento critico e ω è la pulsazione propria del sistema. Considerando allora il termine a destra dell'uguale come uno smorzamento indotto dal campo di forze, lo smorzamento complessivo del sistema risulta essere:

$$h_{tot} = 2mh\omega + \frac{1}{2}\rho BU_H \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D \right)_0 \quad (1.6)$$

Affinchè un sistema meccanico sia stabile, lo smorzamento complessivo dovrà essere positivo. Per garantire dunque la stabilità:

$$\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D \right)_0 > 0 \quad (1.7)$$

pervenendo quindi al criterio di Den Hartog, già espresso in precedenza.

La teoria è più soddisfacente alle velocità del vento più alte, il che è una conseguenza dell'assunzione quasi-statica. Essa cade alle velocità più basse ed è inappropriata per velocità vicine o al di sotto della velocità critica di *vortex-shedding*. Quindi, se il range di *lock-in* cade sopra l'attesa velocità critica di *galloping*, la teoria non potrà essere in questo caso.

1.2.3 Interazioni tra il *galloping* e le oscillazioni indotte da vortici

I principali aspetti del *galloping* e delle oscillazioni dovute dai vortici possono essere riassunte come segue:

Oscillazioni indotte da vortici

- Flusso indotto;
- Interazione tra moto del corpo e il flusso
- Si verifica in un intervallo preciso di velocità vicino alla coincidenza della frequenza strutturale e quella di distacco di vortici;
- Possibilità di effetti isteretici;
- Moto auto-limitato al diametro del corpo
- Processo di distacco agganciato al moto del corpo

Oscillazioni da *galloping*

- Auto eccitato;
- Moto del corpo quasi-statico non influenza significativamente il flusso;
- Possibile effetto isteretico;
- Velocità critica dopo la quale le ampiezze crescono con la velocità;
- Il moto potrebbe raggiungere alcuni diametri di ampiezza.

I meccanismi di *galloping* sono stati ben compresi nel senso che l'occorrenza e il livello della risposta può essere predetto una volta che sono note le proprietà aerodinamiche della sezione trasversale. Le oscillazioni indotte da vortici, d'altra parte, sono previste con maggior difficoltà. L'interazione tra moto del corpo e flusso aggiunge una considerevole complessità al problema oltre che al fenomeno del *galloping*. Le teorie e i modelli per la previsione del distacco di vortici sono piuttosto modeste ed inaffidabili. Quando le condizioni permettono la contemporanea presenza del *galloping* e del distacco di vortici, viene introdotta un'ulteriore complessità al problema. Ciò avviene quando la velocità del flusso è tale per cui la frequenza di distacco di vortici è vicina alla frequenza naturale del corpo, f_v circa f_s , e allo stesso tempo, le forze aerodinamiche quasi-statiche aggiungono uno smorzamento sufficientemente negativo in modo da annullare lo smorzamento strutturale disponibile.

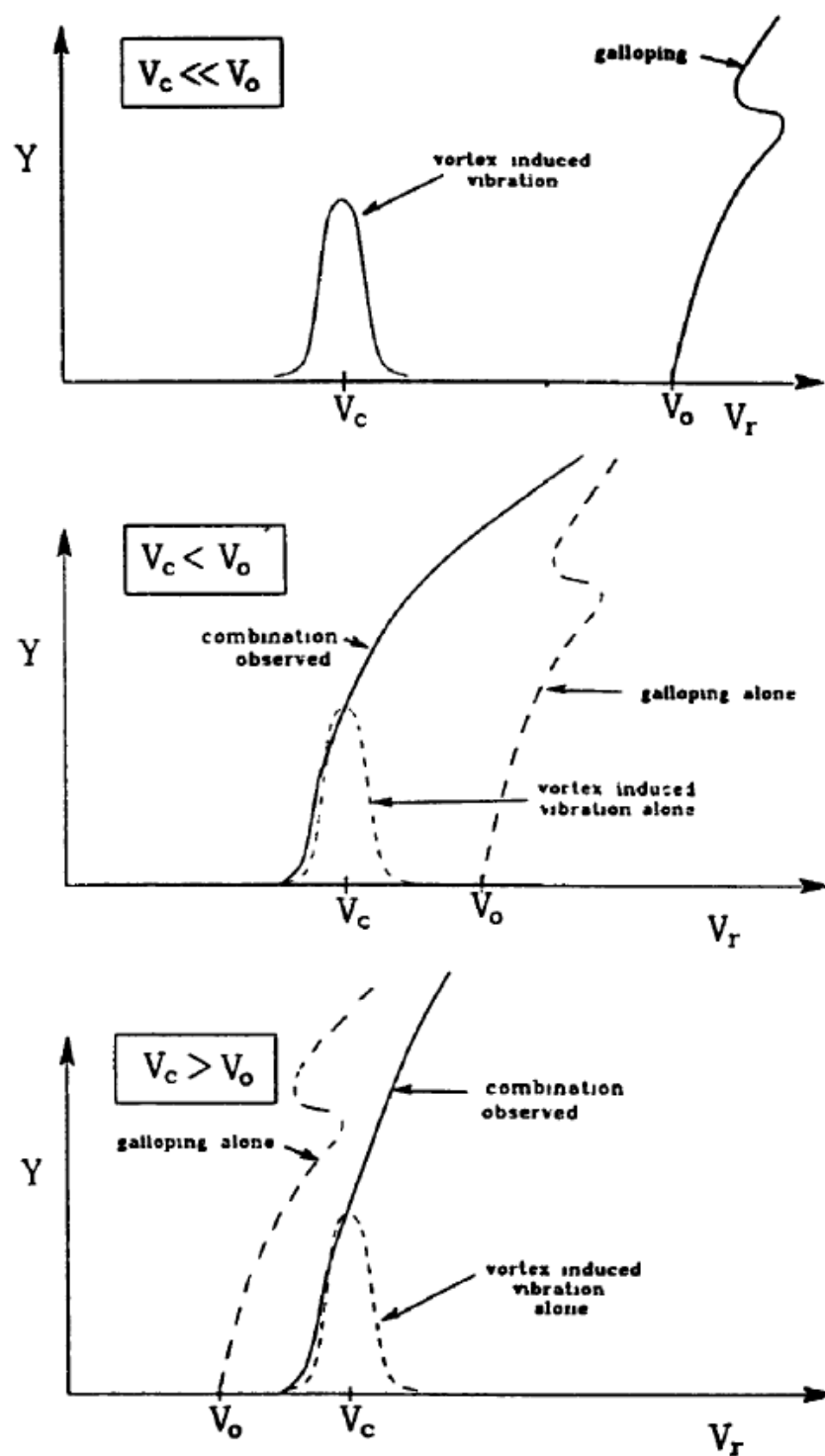


Figura 1.8: Rappresentazione dell'interazione tra *galloping* e vibrazioni da *lock-in*

Infatti si trova che quando la velocità di *galloping*, v_0 , è vicina ma più alta della velocità critica di distacco di vortici, v_{cr} , potrebbero insorgere ampiezze di vibrazione più elevate facendo cadere così la teoria quasi-statica. Ciò avviene per velocità del vento alle quali non sarebbe stata prevista nessuna oscillazione se fossero stati considerati separatamente i due fenomeni aeroelastici. Questo è illustrato qualitativamente nella Figura 1.8. Le oscillazioni da distacco di vortici iniziano alla velocità attesa e poi l'ampiezza di oscillazione cresce raggiungendo i valori previsti dalla teoria del *galloping*. Quando il *lock-in* cade oltre la velocità di *galloping*, le oscillazioni potrebbero non verificarsi quando attese. Le attese oscillazioni di *galloping* sono soppresse fino alla regione di *lock-in* e oltre.

1.3 Modelli per le oscillazioni indotte da vortici

La conoscenza corrente delle oscillazioni indotte da distacco di vortici è modesta. Esistono differenti modelli empirici che tentano di descrivere i vari aspetti del fenomeno. Nel presente paragrafo verranno classificati i principali modelli descrittivi del fenomeno e verrà presentata una breve discussione sulle idee fondanti.

Tali modelli possono essere classificati in due categorie: gli oscillatori armonici e i sistemi ad un grado di libertà basati sull'idea dello smorzamento negativo. Gli oscillatori armonici modellano la scia che si genera dietro al corpo immerso nel fluido nella regione di *lock-in* come un sistema ad un grado di libertà. Tarando opportunamente i parametri meccanici di questo "sistema equivalente" si è in grado di riprodurre in modo esaustivo gli effetti di interazione fluido-struttura. Le potenzialità di questo approccio sono molteplici tra cui la possibilità di includere diverse non linearità come ad esempio la dipendenza dell'ampiezza di oscillazione nello smorzamento.

Altri metodi per la descrizione del comportamento aerodinamico di un sistema meccanico immerso in un fluido, si basano sull'idea che gli effetti del campo di moto possano essere inglobati in un unico parametro, ovvero lo smorzamento negativo. Questi modelli considerano il moto del corpo ad singolo grado di libertà ed evitano di modellare gli effetti della scia dietro al corpo in maniera

diretta come avviene per gli oscillatori. Questi modelli sono adottati per la semplicità matematica e, quindi, non pretendono di simulare come si genera il meccanismo del fenomeno.

Nel presente studio è stato scelto di adottare un modello appartenente alla seconda classe per diversi motivi. In primo luogo, gli effetti aeroelastici riscontrati nelle ricerche preliminari [IX] sulla torre in studio, sono di modesta entità, di conseguenza, un modello a smorzamento negativo può essere più adatto per gli scopi prefissati. Inoltre, questo tipo di modellazione è estendibile a tutti i fenomeni aeroelastici a cui la torre può essere soggetta. Di conseguenza, con la stessa procedura potranno essere identificati e valutati gli effetti dovuti al campo di moto.

1.4 Studi più recenti

Nel corso degli anni la letteratura si è arricchita di numerose pubblicazioni riguardanti moltissimi aspetti dei fenomeni aeroelastici. Per torri, camini ed edifici ad elevato sviluppo verticale, le ricerche si sono concentrate sulla comprensione dei due fenomeni caratteristici per questo tipo di strutture già descritti in precedenza. L'identificazione dello smorzamento aerodinamico ha riscontrato particolare successo: diversi studiosi (Marukawa, Steckley, Quan,...) hanno stimato il contributo aerodinamico di questo parametro attraverso prove su modelli aeroelastici in galleria del vento [XVI, XVIII, XXVII]. Watanabe et al. in [XXIX] propongono modelli empirici per la valutazione dello smorzamento aerodinamico per torri a diversa sezione. Altri interessanti ricerche sui parametri che governano i fenomeni aeroelastici sono state condotte da Matsumoto [XVII]: lo studioso ha valutato l'effetto dell'angolo di attacco sia su un modello sezionale sia su un modello tridimensionale di un prisma rettangolare attraverso sperimentazioni in galleria del vento. Tuttavia, le ricerche non si sono fermate solo sugli effetti che questi fenomeni hanno sulle strutture. Tuttora si cerca di approfondire la comprensione del fenomeno di distacco di vortici andando a studiare il comportamento del flusso intorno al corpo (Tamura in [XX]). Gli aspetti da investigare rimangono molteplici, tuttavia la curiosità umana e i mezzi sempre più potenti non freneranno mai la ricerca.

Capitolo 2

Prove di galleria

La campagna sperimentale è stata svolta presso la galleria del vento del Politecnico di Milano e si è articolata in due principali macrofasi, la prima condotta nel 2006 e la seconda nel 2009. Nei seguenti paragrafi verranno descritte le modalità di prova delle due fasi. Per quanto riguarda la prima fase, le informazioni sulle modalità di prova, i dati ottenuti e le procedure seguite sono state tratte da [XI] e [XIX], mentre per quanto concerne quelle relative al 2009 il materiale è stato ripreso da [XXII]

2.1 Fase 1

Nella prima fase sperimentale, risalente al 2006, sono state eseguite prove su modello tridimensionale al variare dell'angolo di attacco della sezione e del livello di turbolenza del flusso incidente.

Le prove si sono articolate nel seguente modo:

1. Realizzazione del modello della torre Isozaki in scala geometrica $\lambda_L^{3D} = 1/100$;
2. Allestimento del set-up sulla tavola girevole ($\phi = 13$ m) presente in camera di prova, che consente di realizzare prove in tutte le direzioni di provenienza del vento previste senza alterare il set up predisposto;
3. Modellazione in camera di prova di due differenti profili di vento: un primo caratterizzato da condizioni di flusso a bassa turbolenza, *smooth flow (SF)*, ovvero con una distribuzione spaziale uniforme del valor medio della velocità del vento incidente, dell'intensità di turbolenza e della lunghezza di scala integrale. Un secondo teso a riprodurre, mediante generatori passivi di turbolenza e il surrounding adiacente, il profilo del vento naturale atteso per una zona cittadina, caratterizzato

dallo strato limite terrestre simulato in termini di profilo di velocità media del vento, intensità di turbolenza e densità di potenza spettrale tipici dei suoli cittadini. Tale profilo verrà denominato *turbulent flow* e verrà indicato con la sigla *TF*;

4. Misura dei carichi globali in fondazione e delle distribuzioni di pressione superficiali per diversi angoli di esposizione al vento. Tali misure sono state effettuate nelle due condizioni di turbolenza del vento incidente. In Figura 2.1 è possibile vedere la torre in prova vincolata al centro della tavola in condizione di flusso a bassa turbolenza.

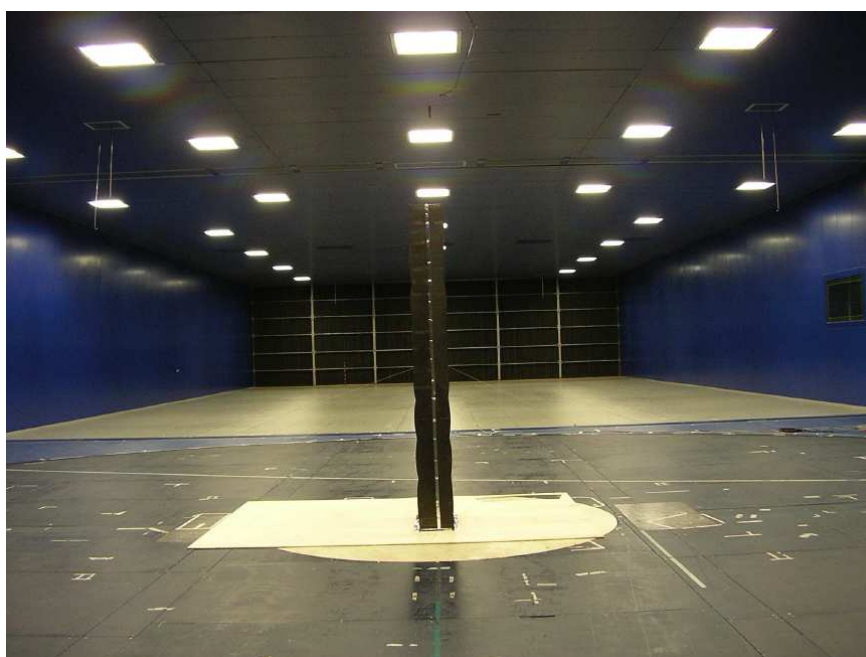


Figura 2.1: Torre Isozaki vincolata in galleria del vento in condizione di *smooth flow*

2.1.1 Costruzione del modello

Il modello aerodinamico della torre in esame e di tutti gli edifici presenti nell'area connessa sono stati realizzati in scala $\lambda_L^{3D} = 1/100$. Tale valore risulta essere un compromesso ottimale tra l'esigenza di avere modelli più grandi possibili e di mantenere bassi valori di bloccaggio, con riferimento alle dimensioni di sezione della galleria. Inoltre condurre test in galleria con modelli

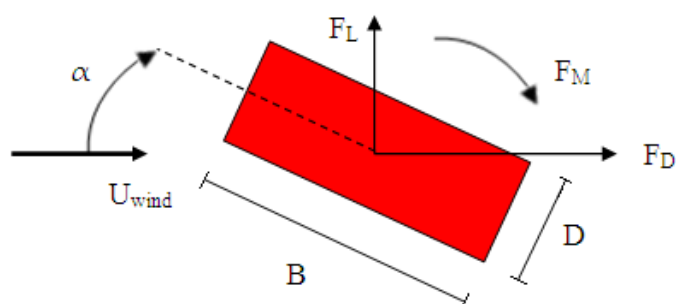


Figura 2.2: Convenzioni per il modello Isozaki

di grandi dimensioni risulta essere molto utile al fine di ottenere numeri di Reynolds il più possibile conformi con quelli reali e disporre, quindi, di dati di progetto più realistici.

In questa prima fase, la torre in esame è stata realizzata secondo il criterio di modello rigido, ovvero come modello statico che riproduce la geometria della struttura al vero (del tutto simile a quella di un prisma a base rettangolare).

Il modello è stato progettato per permettere la misura delle forze globali tramite bilancia dinamometrica a sei componenti e predisposto con un numero molto elevato di punti di misura della pressione superficiale per la misura dei carichi superficiali globali del modello.

Le dimensioni del modello, coerenti con le convenzioni mostrate in Figura 2.2 e che saranno poi utilizzate per il calcolo dei coefficienti aerodinamici sono riassunte in Tabella 2.1:

B	[m]	0.576	Larghezza di riferimento
D	[m]	0.225	Spessore di riferimento
H	[m]	2.09	Altezza di riferimento

Tabella 2.1: Dimensioni di riferimento del modello Isozaki

La misura di pressione avviene attraverso scanner di pressione inseriti all'interno dell'edificio stesso: per questo motivo il modello è stato progettato in modo tale da essere internamente smontabile per poter permettere l'accesso in ogni sua parte interna e consentire così l'installazione delle prese in ogni punto

(Figura 2.3). La misura delle forze in fondazione avviene tramite una bilancia dinamometrica vincolata alla base della torre; per effettuare una misura realistica è stato necessario realizzare una struttura del modello estremamente rigida con, di conseguenza, frequenze proprie molto alte. L'unico ancoraggio deve essere la bilancia, quindi non è presente alcuna connessione con eventuali volumetrie circostanti. Per garantire elevata rigidità e alte frequenze proprie, è stato scelto di realizzare il modello in fibra di carbonio. Il modello così costruito e vincolato risulta estremamente leggero e rigido; pertanto la prima deformata modale è tipica di un corpo rigido e la cedevolezza è localizzata nell'elemento di collegamento a terra: la bilancia. I modi di vibrare saranno quindi delle rotazioni attorno agli assi della bilancia.

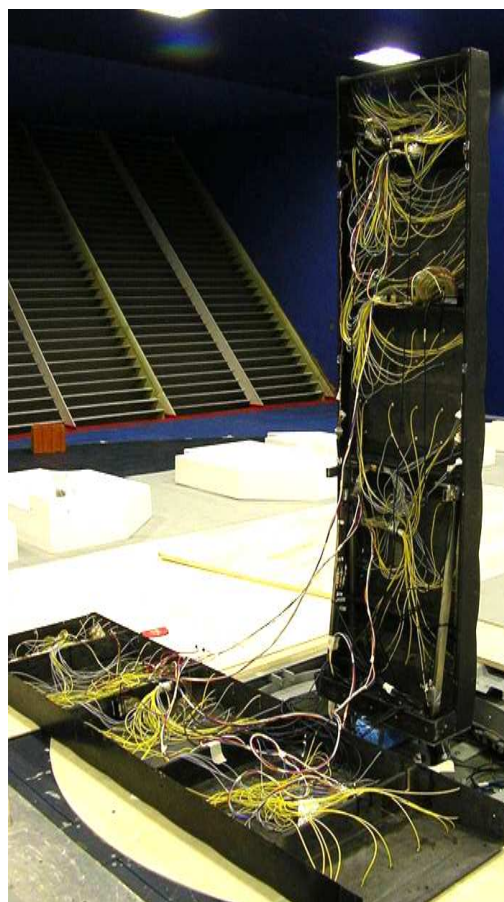


Figura 2.3: Interno del modello dell'Isozaki con prese di pressione connesse agli scanner

2.1.2 Descrizione del sistema di misura

2.1.2.1 Misura dei carichi globali

La misura del carico globale sulla torre è stata effettuata mediante l'utilizzo di una bilancia dinamometrica a sei componenti Ruag SG-Balance 192-6i. la bilancia è stata posizionata al centro della tavola girevole e solidale con essa (vedi Figura 2.4). Quest'ultima permette di installare la bilancia al di sotto del livello della tavola stessa e poter quindi fissare il modello in prova alla medesima quota del pavimento. Un ulteriore vantaggio che offre questo dispositivo è che tutte le connessioni elettriche e pneumatiche (le ultime per la misura delle pressioni) entrano alla base del modello passando direttamente da sotto il pavimento: così facendo non è presente nessun cavo attorno al modello che possa disturbare la misura. I dati sono acquisiti su una base temporale di 120 s ad una frequenza di campionamento pari a 250 Hz e vengono filtrati con un filtro passa-basso a 40 Hz.

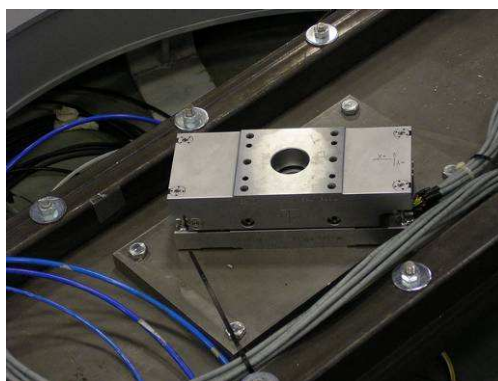


Figura 2.4: Bilancia posizionata sotto la tavola girevole

2.1.2.2 Misura delle pressioni superficiali

La misura delle pressioni superficiali è stata effettuata mediante la predisposizione di un totale di 428 punti di misura distribuiti in modo discreto sia sulle pareti che sul tetto dell'edificio. La lettura delle pressioni è stata eseguita utilizzando un sistema di acquisizione ad alta velocità PSI-system 8400; tale sistema supporta scanner miniaturizzati del tipo ESP. Un tubo in materiale plastico effettua il collegamento pneumatico dalla superficie esterna dell'edificio allo scanner. Grazie alle piccole dimensioni, gli scanner possono

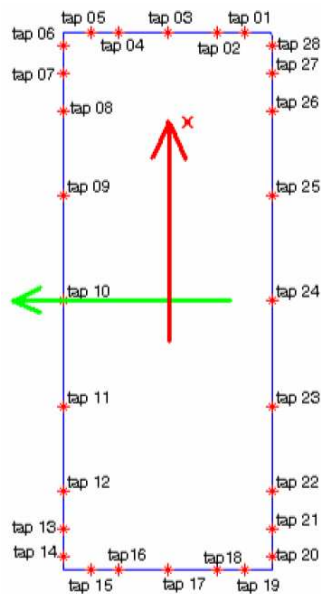


Figura 2.5: Posizione dei punti di misura delle pressioni su una sezione del modello con 28 prese

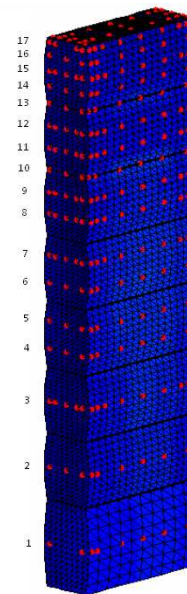


Figura 2.6: Distribuzione dei punti di misura delle pressioni sul modello

essere collocati all'interno del modello e distribuiti in posizione vicina ai punti di misura, limitando quindi la lunghezza delle connessioni pneumatiche. Ciò risulta molto importante poichè una maggior lunghezza del tubo provoca una maggior distorsione del segnale acquisito. Le pressioni sono state acquisite su una base temporale di 120 s a una frequenza di campionamento pari a 62.5 Hz. I dati acquisiti vengono processati e corretti in funzione della risposta in frequenza del sistema di collegamenti pneumatici, tutti di lunghezza controllata¹.

Sul tetto sono presenti 27 punti di misura; le restanti 401 prese sono disposte su 17 sezioni orizzontali del modello, la cui distanza è maggiore alle quote più basse, mentre si riduce verso il tetto dell'edificio. Sono presenti 8 sezioni strumentate con 28 prese e 9 sezioni strumentate con 20 prese, Figura 2.6. La quota da terra dei singoli anelli ed il numero di prese di pressione su ciascun anello sono riassunte in Tabella 2.2; mentre in Figura 2.5 è presente la mappa di una sezione con 28 prese di pressione.

¹ Le connessioni pneumatiche verso gli scanner hanno tutte medesima lunghezza: 0,6 m

Numero anello	Quota da terra [mm]	Numero di prese di pressione
01	164.25	19
02	457	20
03	709	28
04	909	20
05	1013	19
06	1161	20
07	1265	28
08	1423	28
09	1507	28
10	1591	20
11	1675	28
12	1759	28
13	1843	20
14	1910	20
15	1969	28
16	2027	20
17	2077	19
18 (tetto)	2092	27

Tabella 2.2: Organizzazione delle prese di pressione sul modello Isozaki per la fase 1

2.1.3 Procedure di calcolo

2.1.3.1 Carichi in fondazione

Le forze globali agenti sulla struttura, misurate alla base del prisma in modo diretto per mezzo della bilancia dinamometrica (§2.1.2), sono mostrate in termini di coefficienti aerodinamici adimensionali di drag, C_D , di lift, C_L , e di coppia C_M . Ciò permette il confronto tra diverse prove e la possibilità di tradurre i risultati al vero.

$$C_D = \frac{F_D}{1/2 \rho U_H^2 B H} \quad (2.1)$$

$$C_L = \frac{F_L}{1/2 \rho U_H^2 B H} \quad (2.2)$$

$$C_M = \frac{F_M}{1/2 \rho U_H^2 B^2 H} \quad (2.3)$$

Oltre ai coefficienti di forza risultano importanti anche le derivate di tali coefficienti rispetto all'angolo di attacco α , ovvero le pendenze delle curve C_D , C_L e C_M .

$$K_D = \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} \quad (2.4)$$

$$K_L = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \quad (2.5)$$

$$K_M = \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \quad (2.6)$$

Il punto di riduzione delle coppie è posizionato alla quota del suolo. Infine, si è convenzionalmente assunto di riferire tutti i coefficienti di forza alla velocità media del flusso rilevata alla quota nominale di 2.09 m sul modello in prova.

2.1.3.2 Pressioni superficiali

Le pressioni sono elaborate in forma adimensionale come coefficienti di pressione locale, al variare dell'angolo di esposizione al vento; sulla base delle misure sperimentali, il coefficiente di pressione è calcolato come indicato in (2.7) :

$$C_{p,i}(t) = \frac{p_i(t) - \bar{p}_s}{\bar{q}_H} \quad (2.7)$$

Nella precedente equazione, p_i [Pa] è la pressione misurata dalla presa di pressione i -esima sulla superficie dell'edificio, \bar{p}_s [Pa] è la pressione statica

media di riferimento del flusso indisturbato nella sezione di misura e \bar{q}_H [Pa] è la pressione dinamica media, (2.8), alla quota di riferimento H_{ref} .

$$\bar{q}_H = \frac{1}{2} \rho \bar{V}_H^2 \quad (2.8)$$

Per la sua formulazione il coefficiente di pressione corrisponde ad una “spinta” sull’edificio se positivo, ad una depressione se negativo.

2.1.4 Flusso in camera di prova

Come anticipato nell’introduzione al § 2.1, le condizioni di turbolenza generate sono due. Esse sono state denominate *TF* e *SF*, rispettivamente con livello di turbolenza decrescente. Il profilo a bassa turbolenza è caratterizzato da una distribuzione spaziale uniforme del valor medio di velocità del vento incidente e dell’indice di turbolenza. In questa configurazione l’indice di turbolenza assume valori inferiori al 2%.



Figura 2.7: Elementi rugosi e spires per generare il profilo turbolento richiesto in camera di prova

Il profilo turbolento è caratterizzato da un livello di turbolenza maggiore per riprodurre le condizioni di vento di una zona urbana, compatibile con le reali condizioni del sito in costruzione della torre. La simulazione della turbolenza è stata ottenuta mediante generatori passivi di turbolenza, *spires* ed altri elementi di rugosità visibili in Figura 2.7. In Figura 2.8 e Figura 2.9 sono mostrati i profili verticali di velocità media e turbolenza. Per quanto riguarda il profilo di velocità media, riportato in Figura 2.8, i valori sono misurati con tubo di pitot ed espressi come rapporto rispetto alla velocità alla quota di riferimento $H_{ref}=2.09\text{ m}$. I valori dell'intensità di turbolenza della i -esima componente fluttuante sono definiti come:

$$I_i = \frac{\sigma_i}{V}$$

Essi sono misurati con una sonda a tre componenti, nelle direzioni u, v, w rappresentate in Figura 2.10.

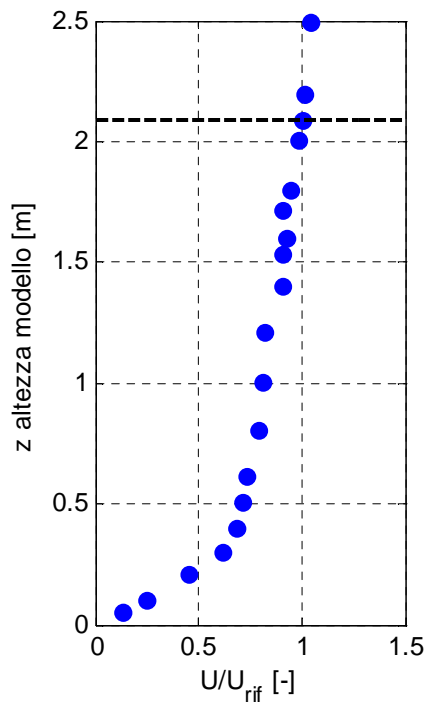


Figura 2.8: Profilo verticale di velocità media

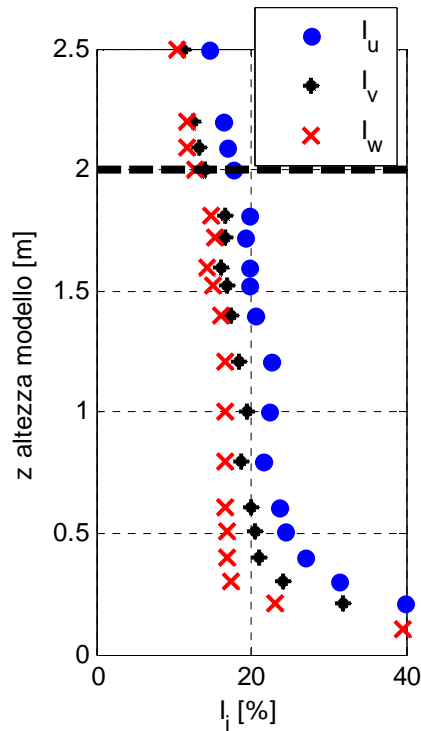


Figura 2.9: Profilo verticale di intensità di turbolenza per le tre componenti

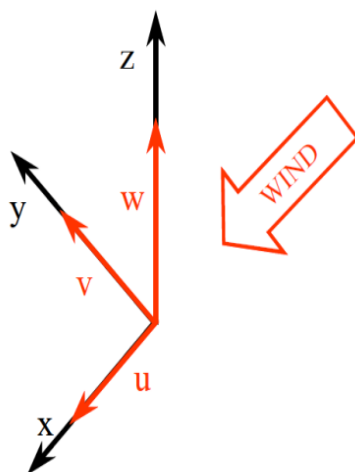


Figura 2.10: Componenti fluttuanti del vento

2.2 Fase 2

Le seconda fase delle prove, relativa al 2009, è stata eseguita su un modello aeroelastico al fine di investigare gli effetti che nascono dall'interazione tra forzante e moto della torre. Le sottofasi nelle quali si è articolata questa seconda campagna di sperimentazione sono uguali rispetto alla fase precedente. Di seguito, verranno brevemente riprese sottolineando le principali differenze.

2.2.1 Costruzione del modello

Il modello utilizzato è il medesimo con l'aggiunta di elementi che rendono quest'ultimo aeroelastico. Per riprodurre il moto della struttura al vero nei primi due modi, che come verrà descritto nel paragrafo §3.1.3 sono flessionali in X e in Y, il modello non è stato rigidamente fissato sulla tavola girevole ma è connesso tramite elementi elastici ad un sistema composto da quattro barre d'acciaio fissate a terra, sulle quali sono montati degli smorzatori pneumatici regolabili.



Figura 2.11: Modello aeroelastico della torre Isozaki: dettaglio degli elementi elastici

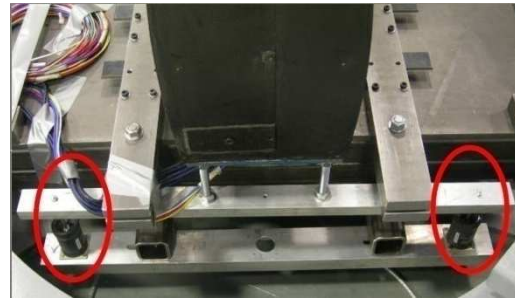


Figura 2.12: Modello aeroelastico della torre Isozaki: dettaglio degli elementi smorzanti

Le barre elastiche d'acciaio sono state opportunamente posizionate in modo tale da riprodurre le prime due frequenze proprie del modello al vero secondo le richieste di similitudine; gli smorzatori, invece, sono stati posti ai vertici di un quadrato centrato sul centro geometrico della torre, affinché lo smorzamento in entrambi i modi fosse lo stesso. Successivamente questi sono stati verificati effettuando prove di decay in aria ferma e i valori sono riportati nella Tabella 2.3. In Figura 2.11 e in Figura 2.12 è riportato il posizionamento delle barre elastiche e degli smorzatori nel modello.

Smorzamento strutturale adimensionale per la torre Isozaki	Direzione X	Direzione Y
Setup R0 – basso smorzamento	0.44 %	0.44 %
Setup R1 – medio smorzamento	1 %	1 %

Tabella 2.3: Smorzamenti misurati attraverso prova decay dalla torre Isozaki nei due diversi setup

Per quanto riguarda la massa modale, il modello rigido è molto più leggero dei livelli di massa che devono essere raggiunti per ottenere i valori richiesti per il modello aeroelastico; per questo motivo sono state aggiunte delle barre d'acciaio all'altezza di 2 m. L'aggiunta di massa contribuisce ad incrementare contemporaneamente la massa generalizzata in entrambe le direzioni.

Nella Tabella 2.4 e Tabella 2.5 sono riportate le proprietà dinamiche del modello aeroelastico.

Massa generalizzata per la torre Isozaki [kg]	Modello scalato 1:100
1° modo direzione X	29.73
2° modo direzione Y	28.7

Tabella 2.4: Proprietà dinamiche inerziali della torre Isozaki associate ai primi due modi di vibrare

Frequenza generalizzata per la torre Isozaki [Hz]	Modello scalato 1:100
1° modo direzione X	1.23
2° modo direzione Y	1.367

Tabella 2.5: Proprietà dinamiche elastiche della torre Isozaki associate ai primi due modi di vibrare

2.2.2 Richieste di similitudine per il modello aeroelastico

Questo paragrafo descrive le leggi di similitudine che devono essere adottate nel disegno e nella progettazione di un modello aeroelastico in galleria del vento. Al fine di riprodurre correttamente la risposta dinamica e l'interazione fluido-struttura è importante definire un gruppo di fattori di scala.

Il primo che viene definito è il fattore di scala geometrico che, come anticipato nella descrizione del modello rigido, è pari a 1/100 per mantenere un buon compromesso tra le dimensioni del modello e l'effetto di bloccaggio.

$$\lambda_L = \frac{L_M}{L_R} = \frac{1}{100} \quad (2.9)$$

Dove il pedice M si riferisce al modello e R alla scala reale.

Altri fattori di scala si ottengono imponendo gli stessi valori a quantità adimensionali particolarmente significative. Per scalare correttamente i fenomeni aeroelastici, la velocità ridotta deve essere uguale nel modello come nella situazione reale.

$$\left(\frac{U_H}{Bf}\right)_M = \left(\frac{U_H}{Bf}\right)_R \quad (2.10)$$

Dove U è la velocità del vento, f è la frequenza e B è una dimensione caratteristica.

Di conseguenza, il fattore di scala deve soddisfare la seguente condizione:

$$\frac{\lambda_V}{\lambda_f \lambda_L} = 1 \Rightarrow \lambda_L = \frac{\lambda_V}{\lambda_f} \quad (2.11)$$

Per una struttura flessibile, gli effetti dell'accelerazione di gravità non sono così importanti come potrebbe essere per ponti sospesi, tuttavia si è posta l'uguaglianza del numero di Froude nelle due situazioni. Tale condizione permette di considerare l'influenza delle forze gravitazionali nei fenomeni aeroelastici.

$$Fr \div \frac{U_H^2}{Bg} \Rightarrow \left(\frac{U_H^2}{Bg}\right)_M = \left(\frac{U_H^2}{Bg}\right)_R \quad (2.12)$$

La condizione (2.10) insieme alla condizione (2.12) conduce ai seguenti fattori di scala abitualmente considerati nei modelli aeroelastici.

$$\lambda_V = \sqrt{\lambda_L} \quad (2.13)$$

$$\lambda_f = \frac{1}{\sqrt{\lambda_L}} \quad (2.14)$$

Gli altri fattori di scala derivano dalle relazioni precedenti.

Il fattore di scala della forza deriva dalla sua definizione:

$$\lambda_F = \frac{F_{aero,M}}{F_{aero,R}} = \frac{\rho_{air,M} U_{HM}^2 A_M}{\rho_{air,R} U_{HR}^2 A_R} = \lambda_\rho \lambda_V^2 \lambda_L^2 = \lambda_L^3 \quad (2.15)$$

Dove A è la superficie di riferimento e $\lambda_\rho=1$ poichè la densità dell'aria in galleria e al vero è la stessa.

Fattori di scala per la massa deriva dalla definizione:

$$\lambda_m = \lambda_L^3 \lambda_\rho = \lambda_L^3 \quad (2.16)$$

Infine, i fattori di scala per accelerazione, rigidità e smorzamento sono definiti partendo dall'equazione fondamentale della dinamica:

$$m\ddot{x} + r\dot{x} + kx = F \quad (2.17)$$

$$m\ddot{x} = F \Rightarrow \lambda_L^3 \lambda_a = \lambda_L^3 \Rightarrow \lambda_a = 1 \quad (2.18)$$

$$r\dot{x} = F \Rightarrow \lambda_r \sqrt{\lambda_L} = \lambda_L^3 \Rightarrow \lambda_r = \lambda_L^{5/2} \quad (2.19)$$

$$kx = F \Rightarrow \lambda_k \lambda_L = \lambda_L^3 \Rightarrow \lambda_k = \lambda_L^2 \quad (2.20)$$

Un ultimo importante parametro nello studio della risposta al vento di strutture aeroelastiche è il numero di Scruton: esso è definito come il rapporto tra le forze smorzanti strutturali e le forze inerziali del fluido.

$$S_C = \frac{2\pi h m_e}{\rho B D} \quad (2.21)$$

Dove h è lo smorzamento strutturale e m_e è la massa per unità di altezza del modello e vale 43.4 kg/m. Per i due diversi setup, il numero di Scruton vale:

$$S_{C_{R0}} = 7.4$$

$$S_{C_{R1}} = 17$$

Dai fattori di scala ricavati è possibile calcolare le proprietà dinamiche del modello aeroelastico in scala a partire dalle grandezze al vero. Masse e rigidità generalizzate sono quelle riportate nella Tabella 2.4 e nella Tabella 2.5, mentre sono stati provati diversi valori di smorzamento come riportato in Tabella 2.3.

2.2.3 Descrizione del sistema di misura

Durante quest'ultima campagna sperimentale sono state effettuate misure di pressione e di accelerazione. Tali misure sono stati eseguite attraverso un sistema di acquisizione che ha permesso la contemporanea misura delle due grandezze. Per quanto riguarda le misure di pressione, il set-up è del tutto simile a quello della fase precedente, tuttavia in questa fase le pressioni state campionate a 100 Hz per una lunghezza complessiva della misura di 100 s . Il carico eolico agente sulla superficie della torre è stato definito per mezzo di punti discreti di misura assegnando un'area tributaria ed integrando su tutte le prese. Queste ultime sono di numero inferiore rispetto alla precedente fase per un totale di 240 prese, come riportato nella Tabella 2.6.

Numero anello	Quota da terra [mm]	Numero di prese di pressione
01	164.25	0
02	457	20
03	709	28
04	909	0
05	1013	20
06	1161	0
07	1265	28
08	1423	0
09	1507	28
10	1591	0
11	1675	28
12	1759	28
13	1843	0
14	1910	0
15	1969	28
16	2027	0
17	2077	28
18 (tetto)	2092	4

Tabella 2.6: Organizzazione delle prese di pressione su modello Isozaki per la fase 2

Le misure di accelerazione sono state eseguite montando sul modello tre accelerometri, due dei quali in direzione Y e uno in direzione X. Le misure sono state eseguite con una frequenza di campionamento di 1000 Hz per 240 s .

frequenza di campionamento e numero totale di punti sono differenti dalla misure delle pressioni a causa del diverso sistema di acquisizione. La posizione degli accelerometri nel piano orizzontale è visibile in Figura 2.13.

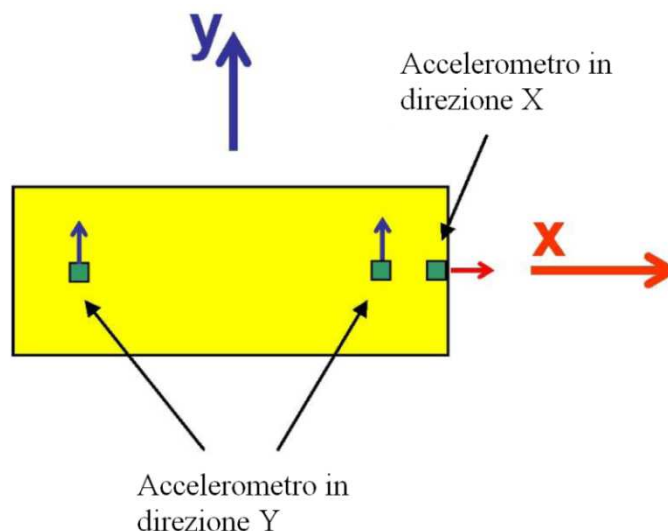


Figura 2.13: Disposizione degli accelerometri

Mentre l'altezza degli accelerometri da terra è nella Tabella 2.7.

Direzione	Altezza sul modello in scala [m]
X	2.01
Y	1.87

Tabella 2.7: Altezza da terra della posizione degli accelerometri

2.3 Flusso in camera di prova

Per poter confrontare i risultati, il flusso creato in camera di prova è il medesimo della fase 1. Sono stati dunque, utilizzati due differenti profili: *smooth flow* e *turbulent flow*, come già descritto nel § 2.1.4. Inoltre, in questa fase come nella precedente, sono stati utilizzati tre differenti tipi di ambientazione, chiamati scenari. Il primo, comune alla fase 1, prevedeva il palazzo isolato (S), già mostrato in Figura 2.1, il secondo, denominato contesto, il palazzo con le sole case adiacenti (I, Figura 2.14), ed, infine, il terzo con le case adiacenti più le altre due torri previste nel progetto complessivo di riqualificazione dell'area (PII, Figura 2.15)



Figura 2.14: Torre Isozaki nello scenario I

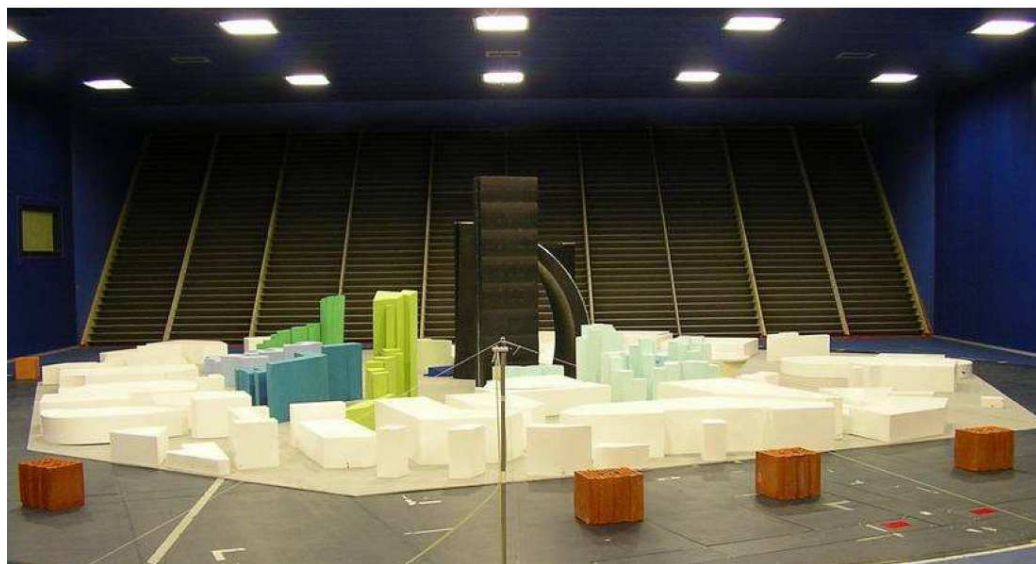


Figura 2.15: Torre Isozaki nello scenario PII

Capitolo 3

Modello analitico e risultati numerico-sperimentali

I test descritti nel capitolo precedente sono stati eseguiti sia su modello rigido che aeroelastico al fine di differenziare il contributo moto-indotto nella forzante e poterne valutare l'effetto sulle risposte. Tali risposte sono state direttamente misurate in accelerazione sul modello aeroelastico ma non su quello rigido poiché quest'ultimo non essendo in scala aeroelastica, non offrirebbe corrispondenti risultati attendibili. Risulta quindi necessario disporre di un modello numerico con il quale simulare la risposta della torre a partire dalle pressioni misurate su modello rigido. Integrando le equazioni di moto, sarà possibile simulare il comportamento della torre sottoposta ad una forzante che non risenta del moto della torre stessa. Nel presente capitolo sarà ricavato il modello analitico e saranno presentati i risultati derivati numericamente dalle simulazioni su modello rigido e quelli sperimentali misurati su modello aeroelastico. Infine, dal confronto tra le risposte, saranno fatte emergere le differenze evidenziando le situazioni dove si verificano effetti aeroelastici.

3.1 Il modello analitico

Il calcolo della risposta dinamica strutturale della torre è stato effettuato utilizzando i dati di distribuzione spazio-temporale delle pressioni misurate sperimentalmente in galleria del vento sul modello della torre rigidamente vincolata mentre sul modello aeroelastico è stata misurata direttamente la risposta in accelerazione. In particolare, sulla base della descrizione delle caratteristiche modali (frequenze proprie, masse modali, geometria spaziale delle deformate modali, smorzamenti modali) attraverso un modello FEM è stato effettuato il calcolo della risposta dinamica della struttura al forzamento indotto dal vento.

L'analisi è stata effettuata tramite approccio modale e integrazione nel dominio del tempo delle equazioni di moto, con riferimento alla descrizione spazio temporale ottenuta dalle misure dinamiche di pressione.

3.1.1 Scrittura delle equazioni di moto del sistema

L'equazione di moto che governa il comportamento della torre espressa in forma matriciale è:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{X}} + \mathbf{R}\dot{\mathbf{X}} + \mathbf{K}\mathbf{X} = \mathbf{F}(t) \quad (3.1)$$

Dove $\mathbf{X} = [\mathbf{x} \ \mathbf{y} \ \mathbf{z}]^T$ è un vettore di dimensione $3n \times 1$ dove n è il numero di nodi ed \mathbf{x} , \mathbf{y} e \mathbf{z} sono gli spostamenti nodali nelle tre direzioni. \mathbf{M} , \mathbf{R} e \mathbf{K} sono, invece, le matrici di massa, smorzamento e rigidità, mentre $\mathbf{F}(t)$, come verrà spiegato più approfonditamente nel paragrafo successivo, rappresenta il vettore colonna di dimensione pari a \mathbf{X} delle forzanti agenti su ogni la singola presa di pressione che coincide con il corrispondente nodo.

In accordo con l'approccio modale è possibile riscrivere le equazioni di moto del sistema non più attraverso le coordinate fisiche ma secondo le coordinate che le disaccoppiano. Definiamo allora:

$$\mathbf{X} = \Phi \mathbf{q} \quad (3.2)$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} \Phi_1(x_1) & \Phi_2(x_1) & \dots & \Phi_n(x_1) \\ \Phi_1(x_2) & \Phi_2(x_2) & \dots & \Phi_n(x_2) \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \Phi_1(x_n) & \Phi_2(x_n) & \dots & \Phi_n(x_n) \\ \Phi_1(y_1) & \Phi_2(y_1) & \dots & \Phi_n(y_1) \\ \Phi_1(y_2) & \Phi_2(y_2) & \dots & \Phi_n(y_2) \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \Phi_1(y_n) & \Phi_2(y_n) & \dots & \Phi_n(y_n) \\ \Phi_1(z_1) & \Phi_2(z_1) & \dots & \Phi_n(z_1) \\ \Phi_1(z_2) & \Phi_2(z_2) & \dots & \Phi_n(z_2) \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \Phi_1(z_n) & \Phi_2(z_n) & \dots & \Phi_n(z_n) \end{bmatrix}; \quad \mathbf{q} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ \vdots \\ q_{n-1} \\ q_n \end{bmatrix}$$

Dove Φ è la matrice contenente gli n modi di vibrare del sistema e \mathbf{q} è il vettore degli spostamenti generalizzati. Sostituendo la (3.2) nella (3.1) e premoltiplicando per Φ^T si ottiene:

$$\Phi^T \mathbf{M} \Phi \ddot{\mathbf{q}} + \Phi^T \mathbf{R} \Phi \dot{\mathbf{q}} + \Phi^T \mathbf{K} \Phi \mathbf{q} = \Phi^T \mathbf{F}(t) \quad (3.3)$$

Dove $\Phi_i^T \mathbf{F}(t) = Q_i(t)$ è la forza generalizzata relativa all' i -esimo modo. Con l'assunzione che la matrice \mathbf{R} sia una combinazione lineare di \mathbf{M} e \mathbf{K} l'equazione matriciale (3.3) può essere vista come un sistema di n equazioni disaccoppiato, ognuna delle quali formalmente analoga all'equazione di moto di un sistema a un grado di libertà, come espresso nella (3.4).

$$m_i \ddot{q}_i + r_i \dot{q}_i + k_i q_i = Q_i \quad (3.4)$$

Dove m_i , r_i e k_i sono rispettivamente massa, smorzamento e rigidità modale relativi all' i -esimo modo di vibrare.

Tramite semplici passaggi è possibile riscrivere l'equazione (3.4), come:

$$\ddot{q}_i + 2\omega_i h_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = \frac{Q_i}{m_i} \quad (3.5)$$

Dove ω_i rappresenta la pulsazione propria e h_i lo smorzamento adimensionale relativo al modo i . Le equazioni di moto del sistema espresse in coordinate modali, essendo fra loro disaccoppiate, possono essere integrate separatamente una alla volta. L'integrazione delle equazioni di moto è stata fatta passando in forma di stato.

$$\begin{bmatrix} \ddot{q}_i \\ \dot{q}_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2h_i\omega_i & -\omega_i^2 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_i \\ q_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{Q_i}{m_i} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

A questo punto risolvendo numericamente il sistema di equazioni (3.6) si trovano velocità e spostamento delle coordinate modali. I parametri modali sostituiti nelle equazioni di moto sono quelli strutturali, ovvero: le masse modali, m_i , e le pulsazioni proprie, ω_i , sono quelle caratteristiche del modello aeroelastico (Tabella 2.4 e Tabella 2.5) e gli smorzamenti adimensionali dipendono dal setup utilizzato (0.44% o 1%).

3.1.2 I modi di vibrare

Formalmente il sistema di equazioni di moto ricavato tiene in considerazione tutti i gradi di libertà del sistema, di conseguenza si potrebbe teoricamente calcolare la risposta comprensiva di tutti i modi su modello numerico della torre, integrando tutte le $3n$ equazioni di moto. Il modello aeroelastico sperimentale del palazzo, come visto in § 2.2, riproduce i primi due modi di vibrare, per cui si è scelto di utilizzare anche nel modello numerico le prime due equazioni di moto. Per avere a disposizione un modello numerico il più possibile simile a quello aeroelastico sperimentale, le deformate modali utilizzate nel calcolo della risposta sono le medesime riprodotte dal modello aeroelastico. Tali deformate non corrispondono a quelle reali della torre, rese disponibili attraverso modello FEM, ma possono essere approssimate in maniera molto contenuta da deformate lineari. Un confronto è rappresentato in Figura 3.1 e Figura 3.2.

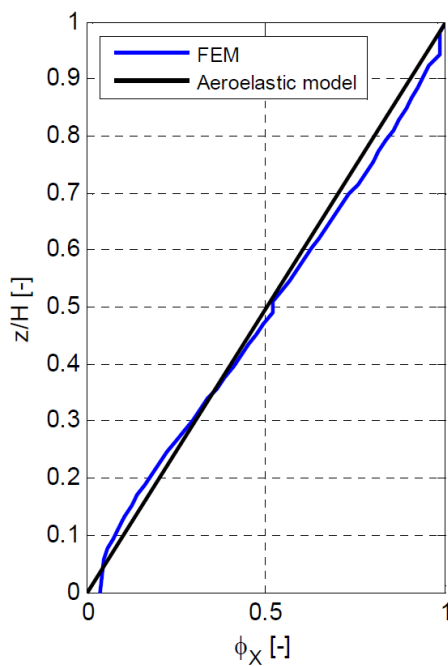


Figura 3.1: Confronto tra le deformate modali corrispondenti al primo modo della torre attraverso analisi FEM e modello aeroelastico

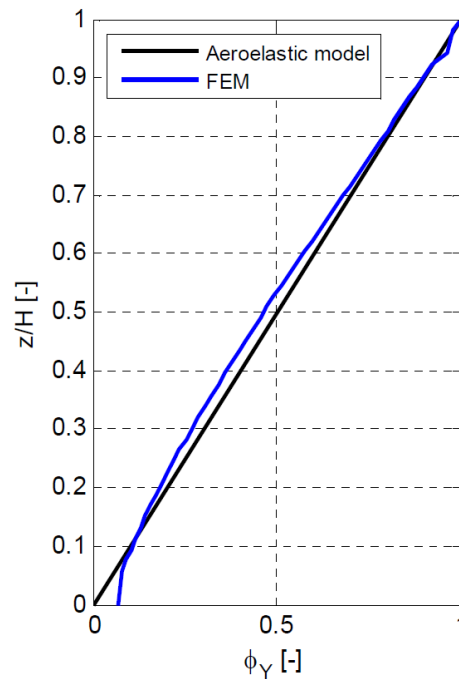


Figura 3.2: Confronto tra le deformate modali corrispondenti al secondo modo della torre attraverso analisi FEM e modello aeroelastico

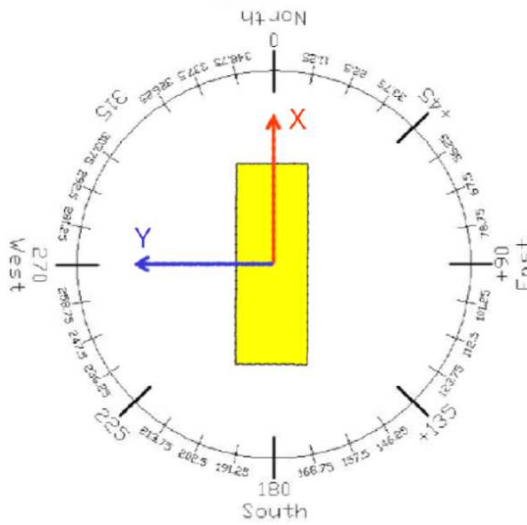


Figura 3.3: Modello Isozaki visto dall'alto nel sistema di riferimento

Ai primi due modi di vibrare corrispondono frequenze proprie modello pari a 1.23 Hz per il primo modo e 1.36 Hz per il secondo. Ponendo come sistema di riferimento della torre Isozaki quello rappresentato in Figura 3.4, le prime due coordinate modali corrispondenti ai modi utilizzati, sono rispettivamente lo spostamento nel piano orizzontale in direzione x e y . Una rappresentazione tridimensionale dei modi di vibrare del modello numerico è rappresentata in Figura 3.4 e Figura 3.5.

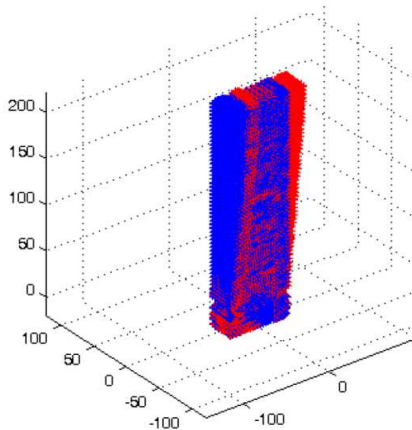


Figura 3.4: Rappresentazione del primo modo di vibrare alla frequenza 1.236 Hz in direzione X

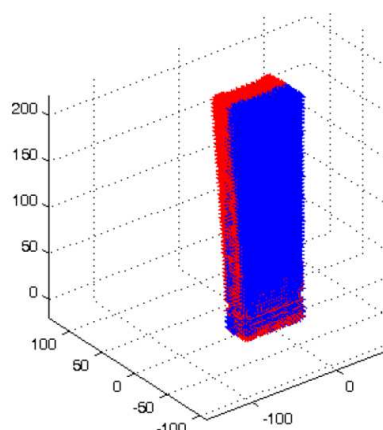


Figura 3.5: Rappresentazione del primo modo di vibrare alla frequenza 1.367 Hz in direzione Y

3.1.3 Dati sperimentali di pressione

Le prove sui due modelli, rigido ed aeroelastico, non sono state eseguite alle medesime velocità per cui il confronto non sarebbe fattibile. Tuttavia, la distribuzione di pressione agente su modello rigido non è affetta da contributi aeroelastici per via del fatto che non è presente interazione fluido-struttura proprio per come è stato vincolato a terra. Ciò implica l'esistenza di una relazione lineare tra pressione dinamica e distribuzione di pressioni e, quindi, che la pressione misurata per una velocità possa essere scalata ad una qualsiasi differente velocità. In questo modo si ottiene una forzante alla medesima velocità testate su modello aeroelastico rendendo possibile il confronto. Per effettuare la scalatura è stato definito un coefficiente di pressione adimensionalizzato nei test in galleria del vento:

$$C_p(t) = \frac{p_M(t)}{\frac{1}{2}\rho U_H^2} \quad (3.7)$$

Dove $p_M(t)$ è la distribuzione temporale della pressione misurata da una singola presa, mentre al denominatore è posta la pressione dinamica con ρ che rappresenta la densità dell'aria e U_H la velocità di riferimento, misurata all'altezza 2.09m. Attraverso il coefficiente calcolato in (3.7), è possibile risalire alla pressione per una qualsiasi altra velocità del vento necessaria.

$$p_{M,2}(t) = \frac{1}{2}\rho U_{H,2}^2 C_p(t) \quad (3.8)$$

$U_{H,2}$ è la velocità alla quale si vuole calcolare la storia temporale della pressione $p_{M,2}(t)$.

Essendo la pressione dipendente dal tempo, anche la scalatura di questa grandezza diviene di fondamentale importanza. Il fattore scala del tempo viene calcolato ponendo l'uguaglianza tra le velocità ridotte⁵.

$$\left(\frac{U_H T}{B}\right)_1 = \left(\frac{U_H T}{B}\right)_2 \quad (3.9)$$

Da cui si ricava che:

$$T_2 = \frac{B_2 U_{H1}}{B_1 U_{H2}} T_1 = \frac{\lambda_L}{\lambda_{U_H}} T_1 \quad (3.10)$$

Dalla relazione (3.9) si può ricavare anche la scala delle frequenze che permette di conoscere la massima frequenza riconoscibile nelle simulazioni avvenute a partire dalle pressioni scalate.

La scala delle frequenze risulterà dall'inverso della scala dei tempi, per cui:

$$\lambda_f = \frac{1}{\lambda_T} = \frac{\lambda_{U_H}}{\lambda_L} \quad (3.11)$$

3.1.4 Calcolo delle forze generalizzate

L'operazione di calcolo delle componenti lagrangiane delle forze attive è stata effettuata attribuendo un'area di influenza ad ogni singola presa di pressione e calcolandone le relative proiezioni χ^x , χ^y e χ^z nelle tre direzioni x, y e z secondo le normali alle superfici.

Tramite il prodotto in (3.12) si calcola, per ogni modo considerato, la componente lagrangiana delle forze attive $Q_{mod} = Q_{mod}(t)$ nelle tre componenti cartesiane.

$$Q_{mod}^j(t) = p_M(t) \cdot \beta \cdot \chi^j \cdot \phi_{j,mod}^{taps} \quad (3.12)$$

$$j = x, y, z$$

$$mod = 1: n_{modi}$$

⁵ Questa grandezza verrà definita meglio nel § 3.2.3

Dove $\phi_{j,mod}^{taps}$ è il valore dell'autovettore nella j -esima direzione per la presa di pressione indicata con il termine *taps* per il modo considerato. n_{modi} è invece il numero di modi che è stato assunto pari a 2.

Infine le forze generalizzate totali, per ogni singolo modo, sono state ricavate sommando i contributi nelle tre direzioni.

$$Q_{mod}(t) = Q_{mod}^x(t) + Q_{mod}^y(t) + Q_{mod}^z(t) \quad (3.13)$$
$$mod = 1:n_{modi}$$

3.2 Risultati sperimentali

Nel seguente paragrafo verranno presentati i risultati sperimentali relativi alle campagne eseguite nel 2006 (Fase 1) e nel 2009 (Fase 2). I risultati riportati nel presente studio non sono tutti quelli ottenuti dalle varie prove ma verranno proposti solamente quelli necessari. In particolar modo verranno analizzati: i coefficienti aerodinamici nell'intorno delle esposizioni investigate per prevedere possibili instabilità dinamiche; gli spettri dei momenti di base in direzione *cross wind* per le diverse casistiche, al fine di trovare i numeri di Strouhal; ed, infine, verranno presentate le risposte del modello aeroelastico sperimentale per analizzarne il comportamento e definire i fenomeni aeroelastici e le regioni nei quali nascono.

3.2.1 Coefficienti aerodinamici medi di *drag* e di *lift*

In questa sezione sono riportati gli andamenti dei coefficienti aerodinamici stazionari di resistenza e di portanza ottenuti nel caso *turbulent flow* nel sistema di riferimento riportato in Figura 3.6 al variare dell'angolo di esposizione α . I risultati riportati nelle figure seguenti sono stati ricavati dalle prove effettuate nella prima campagna sperimentale risalente al 2006.

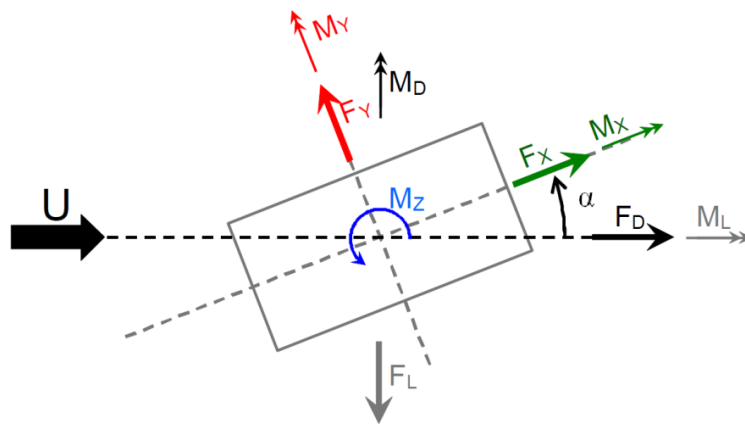


Figura 3.6: Sistema di riferimento per il calcolo dei coefficienti aerodinamici medi stazionari della torre Isozaki con profilo di vento incidente turbolento

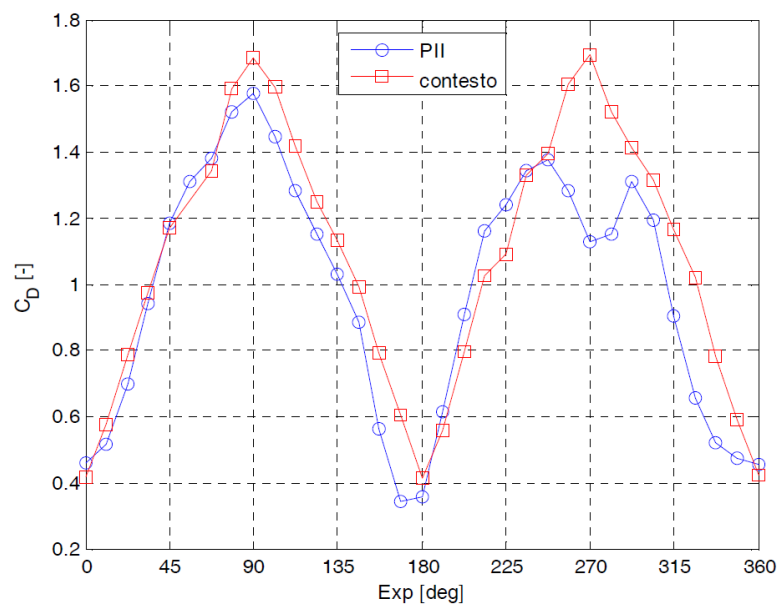


Figura 3.7: Andamento del coefficiente di drag della torre Isozaki al variare dell'angolo α calcolato su modello fisso in regime turbolento per i due scenari allestiti

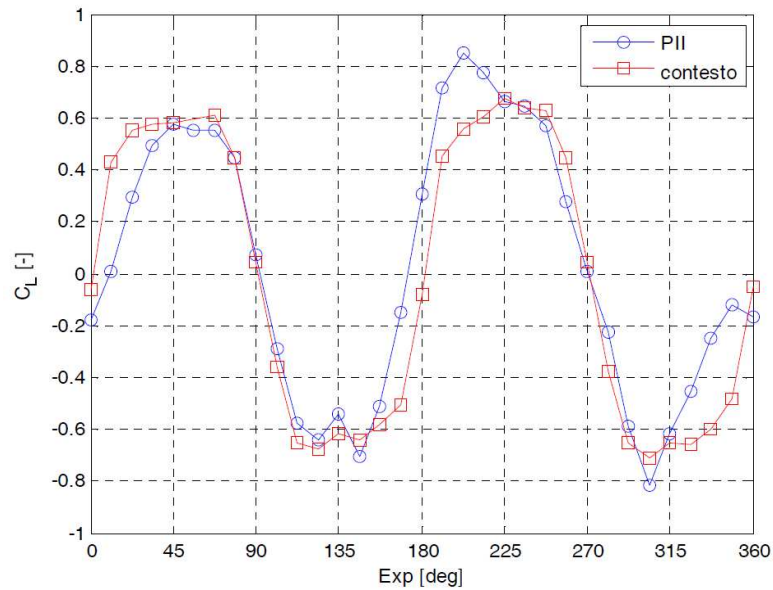


Figura 3.8: Andamento del coefficiente di *lift* della torre Isozaki al variare dell'angolo α calcolato su modello fisso in regime turbolento per i due scenari allestiti

L'andamento del coefficiente di *drag* riportato nella Figura 3.7 è in linea con i risultati teorici. I valori minimi e massimi assoluti sono raggiunti in prossimità delle esposizioni investigate, rispettivamente 0° e 90° . Le derivate nell'intorno di tali valori risultano essere pressochè nulle.

In Figura 3.8 è riportato l'andamento del coefficiente di *lift* al variare dell'angolo α . I risultati evidenziano una derivata negativa nell'intorno di 90° . Come già descritto nel Capitolo 1 tale derivata è indice di una potenziale forma di instabilità dinamica da *galloping*. Ciò non avviene per l'esposizione 0° dove la pendenza della curva è positiva.

In Tabella 3.1 sono riassunti i valori del coefficiente di resistenza e del valore della derivata della curva di portanza per il successivo calcolo delle eventuali velocità critiche di *galloping*.

	Esposizione 0°	Esposizione 90°
C_D	0.44	1.7
K_L	2.75	-1.94

Tabella 3.1: Coefficiente aerodinamico di *drag* e derivata del coefficiente di *lift* per il profilo *TF*, misurati su modello fisso della torre Isozaki

Per il profilo *smooth flow*, nella Tabella 3.2 vengono riportati i valori assunti dal coefficiente di *drag* e della pendenza di *lift* per il calcolo delle eventuali velocità critiche di *galloping* che saranno effettuate nel paragrafo successivo.

	Esposizione 0°	Esposizione 90°
C_D	0.44	1.4
K_L	-2.92	-1.47

Tabella 3.2: Coefficiente aerodinamico di *drag* e derivata del coefficiente di *lift* per il profilo *SF*, misurati su modello fisso della torre Isozaki

3.2.2 Velocità critiche di *vortex-shedding* e di *galloping*

Con il termine velocità critica viene generalmente intesa la velocità alla quale si manifestano fenomeni aeroelastici che tendono ad amplificare notevolmente le ampiezze di oscillazione di un corpo soggetto a forze indotte dal moto. Le velocità critiche riscontrabili nella torre sono le già citate⁶ velocità di *galloping* e di *vortex shedding*. Oltre la velocità di *galloping* si instaura un po' di instabilità dinamica che consiste nell'aumento, almeno teoricamente, indefinito delle ampiezze di oscillazione in direzione perpendicolare al vento, al crescere della velocità del flusso incidente. Tale velocità può essere facilmente calcolata a partire dalla teoria quasi statica poiché risulta essere quella per il quale si annulla lo smorzamento totale. Il criterio di Den-Hartog definisce la condizione necessaria per cui il corpo può presentare moto instabile da *galloping*. Riprendendo la trattazione analitica proposta nel Capitolo 1, il criterio è così formulato:

$$\left(\frac{dC_L}{d\alpha} + C_D \right)_{\alpha_0} > 0 \quad (3.14)$$

Essendo il coefficiente di *drag* sempre positivo, l'attenzione si sposta sulla pendenza della curva di *lift*. Se tale valore risulta essere negativo e in valore

⁶ Vedi Capitolo 1

assoluto maggiore del coefficiente di *drag* per l'angolo α_0 , il corpo sarà soggetto ad instabilità da *galloping* a partire dalla velocità U_{gall} .

$$U_{gall} = -\frac{4m_e h_s \omega_s}{D\rho(K_{L_0} + C_{D_0})} \quad (3.15)$$

Dove m_e è la massa per unità di altezza così definita [X]:

$$m_e = \frac{m_i}{\int_0^H \phi_i^2(z) dz} \quad (3.16)$$

Dove m_i è la massa modale e Φ_i è l'autovettore del modo considerato.

Essendo Φ_i approssimato sul modello sperimentale attraverso una deformata lineare di equazione:

$$\phi_i = \frac{z}{H} \quad (3.17)$$

Il denominatore della (3.16) vale:

$$\int_0^H \frac{z^2}{H^2} dz = \frac{1}{H^2} \frac{H^3}{3} = \frac{H}{3} = \frac{2.09}{3} = 0.7 \quad (3.18)$$

I valori delle masse per unità di lunghezza per i due modi, indicate col pedice corrispondente alla direzione di oscillazione, sono pari a:

$$m_x = \frac{29.73}{0.7} = 42.47 \text{ kg/m} \quad (3.19)$$

$$m_y = \frac{28.7}{0.7} = 41 \text{ kg/m} \quad (3.20)$$

Partendo dal caso con profilo *smooth flow*, si hanno pendenze negative della curva di *lift* in entrambe le esposizioni come riportato in Tabella 3.2 e, quindi, potenziali situazioni di *galloping*.

Le velocità critiche calcolate attraverso l'eq. (3.15) valgono per smorzamento strutturale pari a 0.44%:

$$U_{gall\ 0^\circ} \cong 9\ m/s \quad (3.21)$$

$$U_{gall\ 90^\circ} = 115\ m/s \quad (3.22)$$

Per l'esposizione 0° , (3.21), il rischio di *galloping* è reale poiché l'elevata pendenza del *lift* nell'intorno di questa esposizione rende il valore di velocità critica all'interno dell'intervallo di velocità testato e raggiungibile in condizioni reali. Per il setup con smorzamento maggiore, pari all'1%, corrisponde una velocità critica ridotta più che doppia e pari a 65, valore molto alto anche per situazioni reali e non testato nelle prove.

Nell'esposizione 90° , il rischio è praticamente inesistente poiché la pendenza della curva di portanza è molto bassa e assume un valore quasi uguale a quello del coefficiente di resistenza. La risultante velocità critica di *galloping* risulta pari a 115 *m/s*.

Per quanto riguarda il profilo turbolento, i valori del coefficiente di *drag* e della derivata del *lift*, riportati in Tabella 3.1, mostrano come per l'esposizione 0° la pendenza del coefficiente di portanza sia maggiore di 0, scongiurando quindi rischi di instabilità, mentre per l'esposizione 90° , K_L è negativa. Il valore assoluto assunto dalla derivata del *lift* risulta piuttosto simile al valore del C_D . Pertanto l'ipotetica velocità critica per questa esposizione vale:

$$U_{gall\ 90^\circ} = 130\ m/s \quad (3.23)$$

Dopo aver calcolato le velocità critiche di *galloping*, l'attenzione viene ora posta su quelle nel quale si potrebbe verificare il fenomeno di *lock-in*. Queste velocità possono essere previste andando ad osservare i picchi della densità di potenza spettrale normalizzata del momento misurato in fondazione attraverso al bilancia dinamometrica in direzione perpendicolare al fluido. La Figura 3.9 e Figura 3.10 mostrano le densità di potenza spettrale normalizzate dei momenti di base *cross wind* al variare della frequenza ridotta in scala bilogarithmica per le esposizioni investigate.

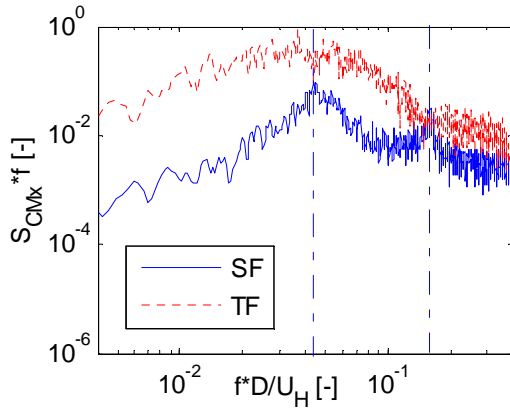


Figura 3.9: Densità di potenza spettrale normalizzata del momento di base *cross wind*. Esposizione 0°

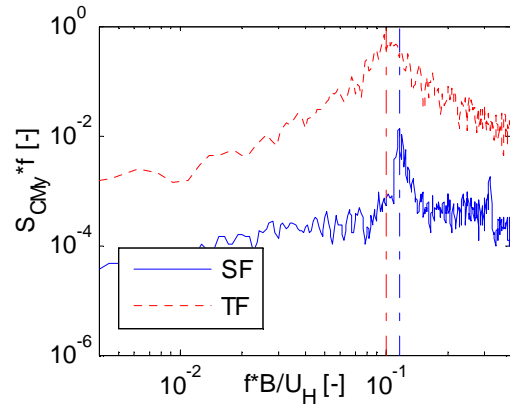


Figura 3.10: Densità di potenza spettrale normalizzata del momento di base *cross wind*. Esposizione 90°

In Figura 3.9 è rappresentata la situazione nell'esposizione 0°. Per il profilo *SF* (linea blu), le due linee blu verticali tratteggiate evidenziano la presenza di due picchi e quindi di due numeri di Strouhal, rispettivamente pari a 0.045 e 0.16. In generale, i corpi immersi in un fluido in movimento hanno un solo numero di Strouhal per ogni singolo angolo di incidenza, tuttavia questo modello come pochi altri presenti in letteratura ne mostra due. A questi numeri di Strouhal corrispondono velocità critiche ridotte⁷ pari a:

$$v^*_{1y\ cr\ 0^\circ} = \frac{1}{St} = 6.25 \quad (3.24)$$

$$v^*_{2y\ cr\ 0^\circ} = \frac{1}{St} = 22.2 \quad (3.25)$$

Il profilo *TF*, linea rossa, non mostra picchi significativi.

L'esposizione 90° (Figura 3.10), per il caso *SF* mostra un altro ben definito numero di Strouhal pari 0.115 che corrisponde ad una velocità critica ridotta:

$$v^*_{x\ cr\ 90^\circ} = \frac{1}{St} = 8.7 \quad (3.26)$$

⁷ Questo parametro adimensionale verrà definito nel paragrafo successivo § 3.2.3

Nel profilo turbolento, linea rossa tratteggiata, è ancora presente il fenomeno del *vortex shedding*: la linea verticale rossa tratteggiata indica uno St pari a 0.1, ovvero ad una velocità critica:

$$v^*_{x\ cr\ TF\ 90^\circ} = \frac{1}{St} = 10 \quad (3.27)$$

A questo punto saranno riportati i risultati sperimentali ottenuti nella campagna condotta su modello aeroelastico per verificare la risposta del modello al variare della velocità del vento.

3.2.3 Risposta sperimentale del modello aeroelastico

I test effettuati su modello aeroelastico nelle diverse casistiche investigate al variare della velocità hanno mostrato risultati differenti a seconda della configurazione adottata. Nel seguente paragrafo saranno presentati i risultati ottenuti sia per quanto riguarda le ampiezze di oscillazione raggiunte dal modello, sia per le frequenze di massima oscillazione della risposta. Come riportato nel § 2.2.3, la risposta del modello aeroelastico è stata misurata in accelerazione in entrambe nelle direzioni x ed y , che ricordiamo corrispondere rispettivamente alla prima e alla seconda coordinata modale. I risultati riportati di seguito sono, però, in spostamento. Questa scelta è stata fatta per permettere successivamente il confronto con i risultati dalle simulazioni numeriche della torre soggetta alle pressioni misurate su modello rigido. Il passaggio da accelerazione a spostamento è stato effettuato integrando numericamente le misure in accelerazione nel dominio delle frequenze. Dopo essere passati nel dominio delle frequenze attraverso la trasformata di Fourier, ogni singola armonica è stata divisa per il quadrato della pulsazione corrispondente con segno negativo, ottenendo quindi la trasformata di Fourier del segnale in spostamento. Tuttavia per le bassissime frequenze, la divisione per il quadrato della pulsazione crea armoniche di elevata ampiezza non corrispondenti a quelle del segnale di partenza. Si è deciso, quindi, di trascurare il contributo in frequenza al di sotto di $0.5\ Hz$ per togliere questo disturbo non essendo presenti sotto questo valore di soglia effetti aeroelastici considerevoli o legati alla risposta della struttura. Operando poi l'antitrasformata e considerando solamente

la parte reale, si torna nel dominio del tempo, avendo ora a disposizione il segnale in spostamento.

A seconda della velocità testata, i segnali misurati raggiungono ampiezze di oscillazione differenti e sono ovviamente di forma diversa a seconda del profilo di vento incidente e di un eventuale effetto dovuto all'interazione fluido-struttura. In un primo momento saranno valutate le ampiezze di oscillazione raggiunte dal modello stimate attraverso la deviazione standard e il *peak factor*. Quest'ultimo verrà definito e mostrato nel capitolo successivo, pertanto nelle figure seguenti è rappresentata la risposta in spostamento del modello aeroelastico misurata in galleria al variare della velocità ridotta. Vale la pena di definire meglio quest'ultima grandezza citata, peraltro già utilizzata nella definizione della scala dei tempi nel § 3.1.3 e in quella delle velocità critiche al § 3.2.2. La velocità ridotta è un parametro adimensionale definito come:

$$v^* = \frac{U_H}{fL} \quad (3.28)$$

Dove U_H è la velocità del vento all'altezza di riferimento, ovvero la sommità della torre, mentre f ed L sono, rispettivamente, la frequenza propria del sistema e una dimensione caratteristica che saranno definite successivamente. Questo parametro per come è definito, permette di poter confrontare risultati derivanti da situazioni differenti legando la velocità del fluido alla frequenza e alla geometria del corpo. Ciò risulta molto utile sia nel potenziale confronto con risultati riportati in letteratura sia nella possibilità di scalare al vero le velocità. Le dimensioni e le frequenze utilizzate nella definizione della velocità ridotta variano a seconda dell'esposizione e della direzione considerata. In Tabella 3.3 sono definite le velocità ridotte utilizzate.

Direzione \ Esposizione [°]	<i>Cross wind</i>	<i>Along wind</i>
0	$v_y^* = \frac{U_H}{Df_y}$	$v_x^* = \frac{U_H}{Df_x}$
90	$v_x^* = \frac{U_H}{Bf_x}$	$v_y^* = \frac{U_H}{Bf_y}$

Tabella 3.3: Velocità ridotta utilizzata nelle due esposizioni investigate

Come dunque rappresentato in Tabella 3.3 e meglio chiarito in Figura 3.11 e Figura 3.12, la dimensione caratteristica utilizzata è il lato frontale, mentre la frequenza utilizzata è la frequenza naturale del modello aeroelastico nella direzione di oscillazione.

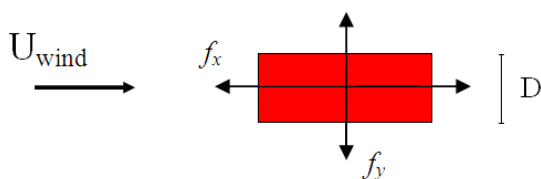


Figura 3.11: Convenzioni assunte nella scelta delle grandezze di adimensionalizzazione della velocità ridotta per l'esposizione 0°

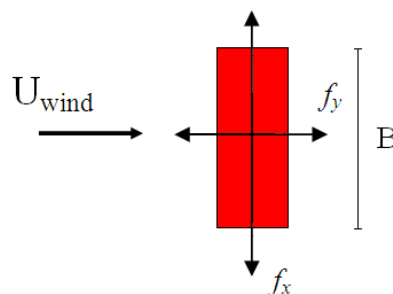


Figura 3.12: Convenzioni assunte nella scelta delle grandezze di adimensionalizzazione della velocità ridotta per l'esposizione 90°

A questo punto è possibile riportare le ampiezze di oscillazione in spostamento definite attraverso la deviazione standard adimensionalizzata con lato corrispondente alla direzione di oscillazione considerata, ovvero B per la direzione x e D per la direzione y , al variare della velocità ridotta per le varie casistiche. Dato l'elevato rumore introdotto nella misura, tutti i segnali sono stati filtrati con filtro passabasso a 8 Hz di ordine 4.

La risposta sperimentale del modello aeroelastico per lo smorzamento strutturale più basso (0.44%) e in regime SF (linea blu continua) mostra nell'intervallo di velocità ridotto 4-8 la classica campana tipica del fenomeno di *lock-in*: le ampiezze massime sono raggiunte alla velocità ridotta 6.36 valore in linea con il calcolo dello St dal momento di base (§3.2.2). Successivamente, le ampiezze si mantengono pressochè costanti e molto contenute. Nel calcolo delle velocità critiche riportato nel paragrafo precedente è emerso che alla velocità ridotta 22 (linea verticale nera tratteggiata) dovrebbe instaurarsi il secondo *lock-in*, tuttavia ciò che si verifica sperimentalmente è che le ampiezze di oscillazione crescono costantemente come se il sistema andasse in instabilità dinamica. Il calcolo della velocità critica di *galloping* per questa esposizione aveva previsto un valore di velocità ridotta di circa 29. Quello che dunque si è verificato, come descritto nel

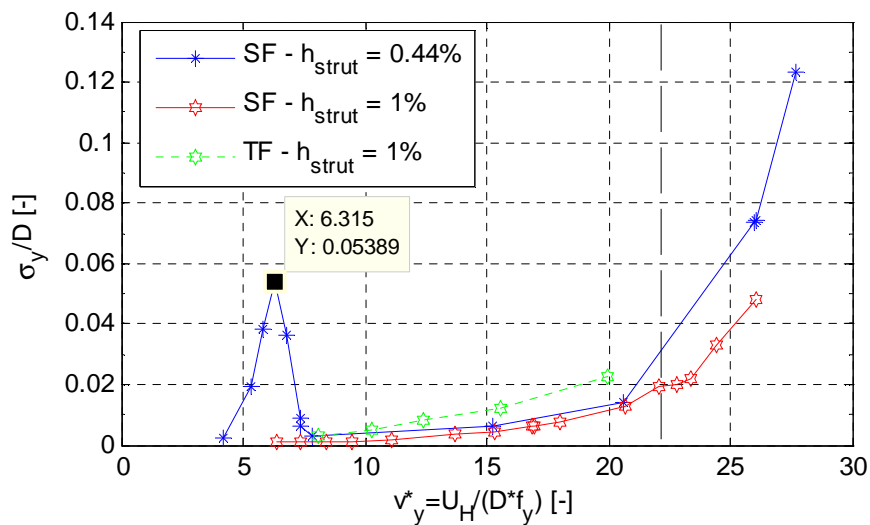


Figura 3.13: Risposta sperimentale misurata su modello aeroelastico in direzione *cross wind* con diversi smorzamenti strutturali e nei differenti profili di vento. Esposizione 0°

capitolo 1 § 1.2.3, è che l'interazione tra *lock-in* e *galloping* ha soppresso la zona di sincronizzazione e fatto anticipare l'instabilità dinamica alla velocità critica di distacco di vortici.

La linea rossa continua mostra la risposta sperimentale del modello aeroelastico per il profilo *SF* con smorzamento strutturale maggiore ed impostato pari all'1%. L'effetto che l'incremento di smorzamento ha sulla risposta è ben visibile già dalle velocità più basse. La prima regione di *lock-in* scompare, dunque un raddoppio dello smorzamento strutturale ha eliminato, almeno per questo caso, il fenomeno di sincronizzazione delle frequenze di distacco di vortice e strutturale. Successivamente le ampiezze si mantengono costanti assumendo valori di poco inferiori a quelli misurati per il setup di smorzamento precedente. Alla seconda velocità critica ridotta di 22, la risposta del modello è simile a quella precedentemente analizzata: le ampiezze tendono a crescere maggiormente con la velocità seppur raggiungendo valori ovviamente inferiori grazie al maggior smorzamento strutturale settato.

La risposta sotto profilo turbolento non prevedeva velocità critiche particolari dovute a *lock-in* o a *galloping*. Le ampiezze di oscillazione raggiunte per le velocità testate, nonostante lo smorzamento strutturale superiore, sono maggiori di quelle raggiunte nella configurazione rappresentata dalla linea blu. La tendenza è crescente con la velocità a causa del *buffeting* legato alla turbolenza del vento.

Nelle figure seguenti sono riportate alcune storie temporali misurate con i relativi moduli degli spettri per alcune risposte caratteristiche appena commentate.

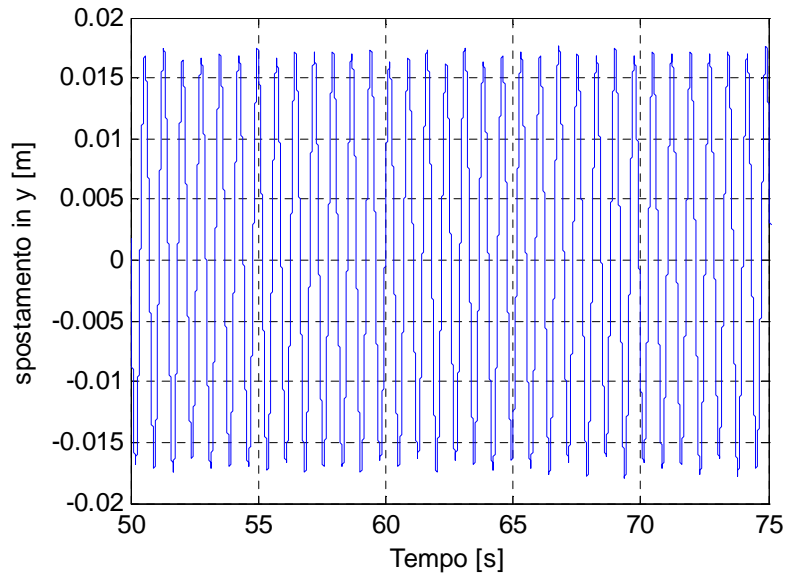


Figura 3.14: Storia temporale dello spostamento del modello aeroelastico in direzione *cross wind* alla velocità critica di *vortex shedding*, $v_y^*=6.36$. Caso: Exp 0° , Setup R0, profilo *SF*

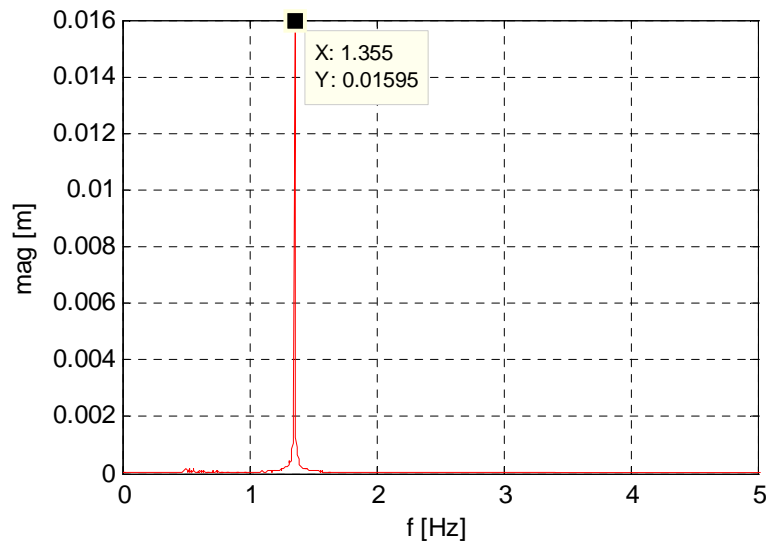


Figura 3.15: Modulo dello spettro della risposta in spostamento del modello aeroelastico in direzione *cross wind* alla velocità critica di *vortex shedding*, $v_y^*=6.36$. Caso: Exp 0° , Setup R0, profilo *SF*

La Figura 3.14 e Figura 3.15 si riferiscono ad una risposta misurata alla velocità critica nell'intervallo di *lock-in*. La time history è tipicamente sinusoidale a causa della sincronizzazione tra frequenza del forzamento e strutturale del sistema nella direzione considerata. Il modulo dello spettro, riportato in Figura 3.15 è caratterizzato da una singola armonica alla frequenza con la quale il sistema risponde.

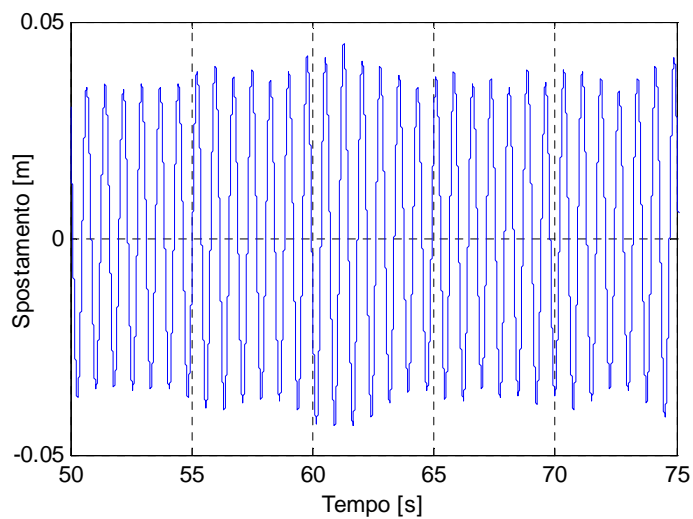


Figura 3.16: Storia temporale dello spostamento del modello aeroelastico in direzione *cross wind* in condizione di *galloping*, $v_y^*=29.2$. Caso: Exp 0° , Setup R0, profilo *SF*

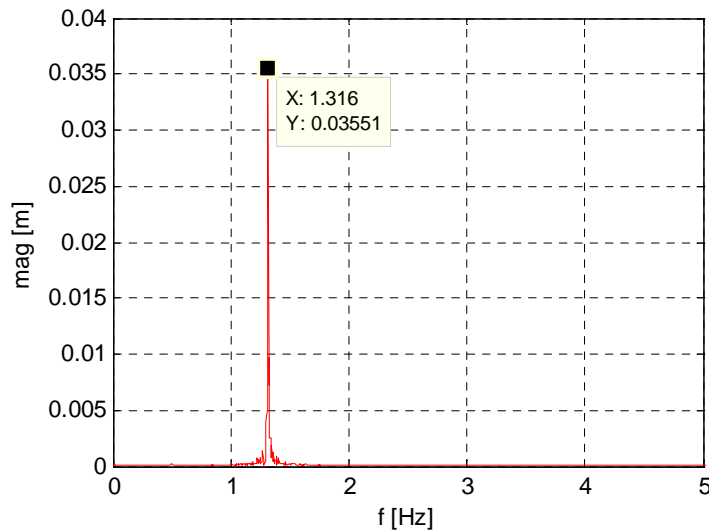


Figura 3.17: Modulo dello spettro della risposta in spostamento del modello aeroelastico in direzione *cross wind* in condizione di *galloping*, $v_y^*=29.2$. Caso: Exp 0° , Setup R0, profilo *SF*

Un esempio di risposta in condizione di *galloping* è riportato nelle figure precedenti. In Figura 3.16 è mostrata la storia temporale della risposta in spostamento. Quest'ultima risulta essere nuovamente di tipo sinusoidale con ampiezze di oscillazione circa doppie rispetto alle massime raggiunte nell'intervallo di *lock-in*. In Figura 3.17 è mostrato il modulo dello spettro dello spostamento caratterizzato da una singola armonica.

Un caso di risposta in flusso turbolento è mostrato nelle figure successive.

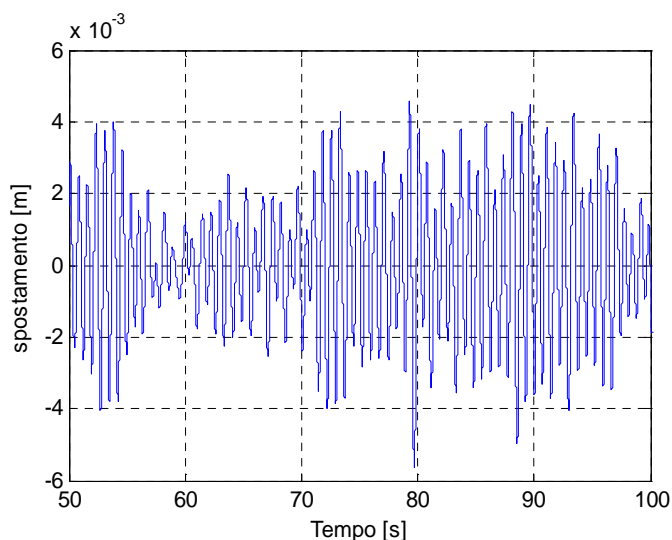


Figura 3.18: Storia temporale dello spostamento del modello aeroelastico in direzione *cross wind* in condizione di flusso turbolento, $v_y^*=12.4$. Caso: Exp 0° , Setup R1, profilo *TF*

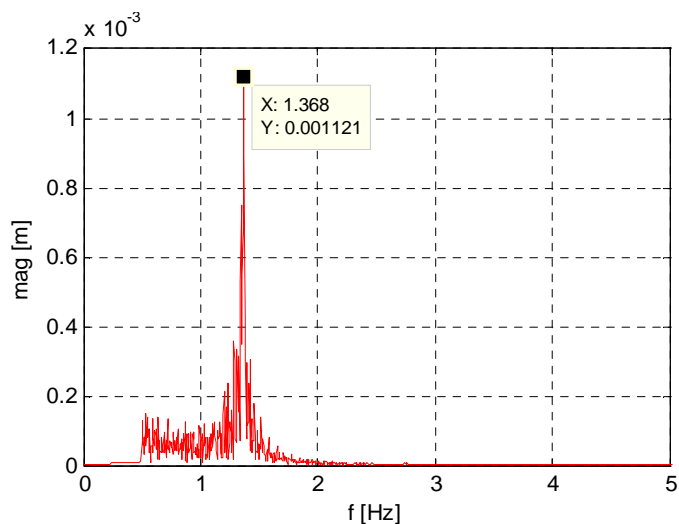


Figura 3.19: Modulo dello spettro della risposta in spostamento del modello aeroelastico in direzione *cross wind* in condizione di flusso turbolento, $v_y^*=12.4$. Caso: Exp 0° , Setup R1, profilo *TF*

Nel caso con profilo turbolento (Figura 3.18) le ampiezze di oscillazione sono notevolmente inferiori rispetto alle due situazioni riportate in precedenza. Le ampiezze massime raggiunte variano costantemente nel tempo poichè il segnale non può più essere considerato sinusoidale come dimostrato in Figura 3.19. Il modulo dello spettro, che evidenzia la presenza predominante dell'armonica a 1.368 Hz , mostra del rumore nel range di frequenze compreso tra 0.5 Hz e 1.1 Hz circa: questo è dovuto all'integrazione numerica nel passaggio tra accelerazione e spostamento, come spiegato all'inizio del paragrafo.

La figura seguente riporta la risposta misurata nell'esposizione 0° in direzione *along wind*.

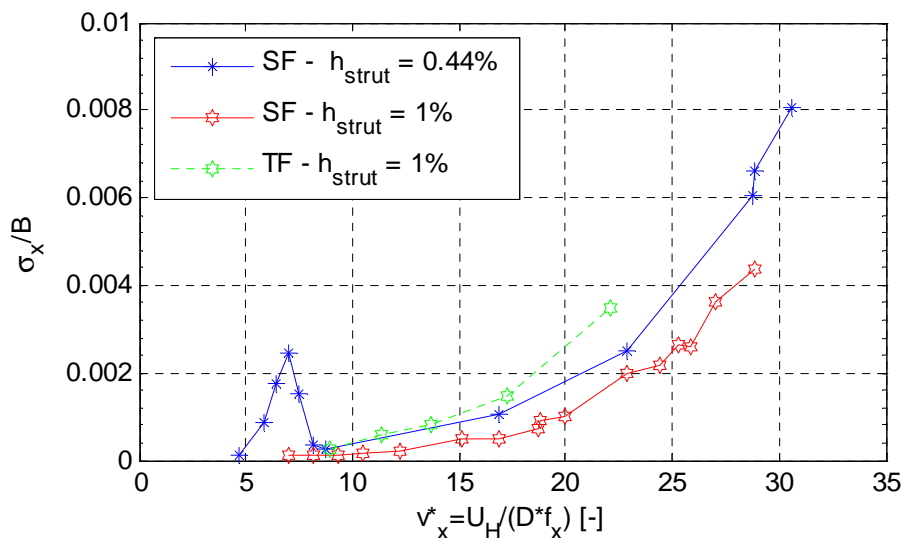


Figura 3.20: Risposta sperimentale misurata su modello aeroelastico in direzione *along wind* con diversi smorzamenti strutturali e nei differenti profili di vento. Esposizione 0°

Le risposte ottenute nelle varie situazioni hanno andamenti del tutto simili a quelle in direzione *cross wind* seppur con ampiezze di oscillazione molto inferiori. Questo anomalo comportamento non dovrebbe verificarsi poichè non sono previste velocità critiche di *vortex shedding* laddove vengono registrate. Kawai [XV] studiò attraverso test in galleria del vento un prisma aeroelastico aventi rapporto tra i lati della sezione pari a 2 e, quindi, simile alla torre in studio. I risultati riportati mostrano per il profilo *smooth flow* un andamento della risposta nella direzione *along wind* tendenzialmente crescente con la velocità fino al valore 10. Di conseguenza, questo imprevisto comportamento è stato approfondito andando ad analizzare le densità di potenza spettrale poichè

non sono previste risposte di questo tipo. . Dalla Figura 3.21, dove è rappresentata la densità di potenza spettrale dello spostamento in direzione *along wind* per la velocità ridotta $v_x^*=6.3$, velocità critica di distacco di vortici nella direzione *cross wind*, si nota come in realtà la risposta misurata dagli accelerometri sia prevalentemente caratterizzata dalla frequenza del moto in direzione *Y*, ovvero *cross wind*.

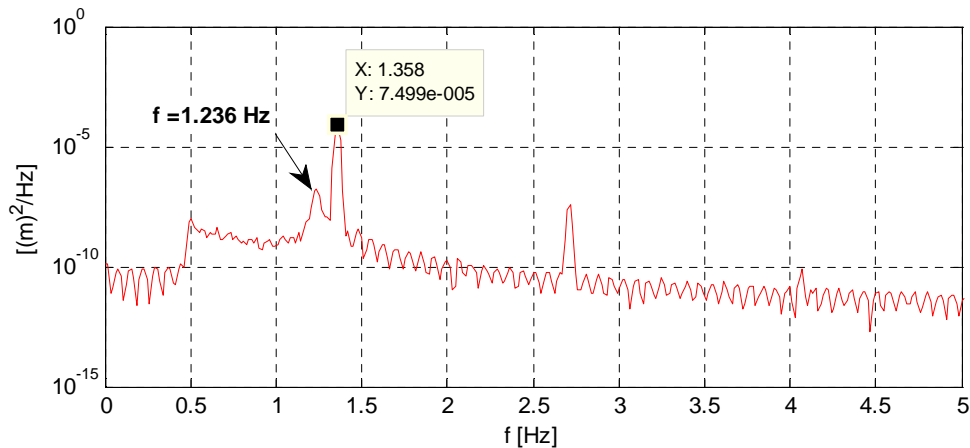


Figura 3.21: Densità di potenza spettrale dello spostamento misurato in direzione *along wind* per la prova alla velocità $v_x^*=6.3$ in *SF* con smorzamento strutturale 0.44% per l'esposizione 0° .

La risposta è prevalentemente legata alla componente in frequenza relativa al modo perpendicolare al moto misurato; infatti, il modulo alla frequenza 1.358 *Hz* è di diversi ordini di grandezza superiore rispetto a quello alla frequenza del modo *along wind* (1.236 *Hz*). Questo anomalo comportamento può essere attribuito a diverse cause. Una di queste è da addebitare alla sensibilità trasversale degli accelerometri. Per gli accelerometri utilizzati, la sensibilità è di circa l'1%, per cui per elevate ampiezze di oscillazione può portare l'accelerometro a misurare uno spostamento in direzione perpendicolare a quella di sua competenza. Un'altra possibile causa va ricercata in un piccolo errore nel posizionamento degli accelerometri che porta ad effetti simili a quelli attribuiti alla sensibilità trasversale. Un ulteriore motivo può risiedere in un possibile effetto di accoppiamento tra i modi che in questa trattazione non viene considerato. Questo fenomeno nella misura del moto *along wind* risulta tanto maggiore quanto maggiori sono le ampiezze di oscillazione raggiunte dal modello sperimentale. Di conseguenza, le risposte in questa direzione, che verranno comunque analizzate per completezza, sono ritenute poco attendibili, in particolare, quelle registrate per smorzamenti strutturali impostati più bassi (Setup R0).

Le ampiezze di oscillazione raggiunte nell'esposizione 90° sono riportate in Figura 3.22 e Figura 3.23.

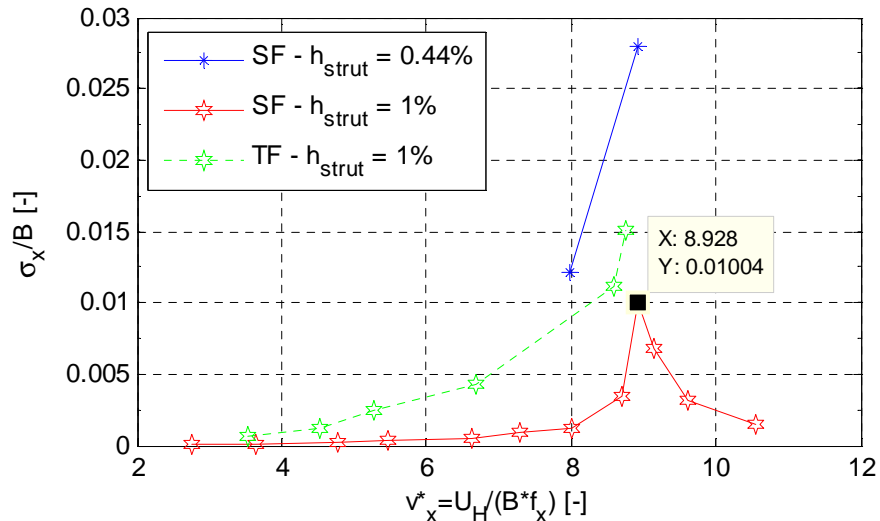


Figura 3.22: Risposta sperimentale misurata su modello aeroelastico in direzione *cross wind* con diversi smorzamenti strutturali e profili di vento. Esposizione 90°

Per il caso con smorzamento dell'1% in *SF* (linea rossa), ci si aspetta una velocità critica di distacco di vortici a 8.7, come calcolato nel § 3.2.2. Questo avviene come mostra il picco in corrispondenza della velocità prevista. Le ampiezze di oscillazione si mantengono contenute per le velocità ridotte fino all'ingresso nella zona di *lock-in* dove la torre raggiunge ampiezze elevate. In questo caso, esiste il rischio di una possibile instabilità dinamica, tuttavia, come dimostrano i calcoli eseguiti nel paragrafo § 3.2.2, il valore della velocità critica è molto alto. Alla luce del risultato ottenuto in questa condizione, si possono leggere i test condotti con smorzamento allo 0.44%, linea blu, come all'interno della regione di *lock-in*, ma l'esiguo numero di prove non può permettere nessuna conclusione.

Le prove in regime *TF* mostrano risultati simili all'esposizione 0° . Le ampiezze aumentano costantemente con la velocità senza evidenziare fenomeni aeroelastici particolari. La densità di potenza spettrale del momento in fondazione misurato in direzione *cross wind* su modello rigido, mostrata in Figura 3.10, aveva evidenziato la presenza di un numero di Strouhal pari a 0.1 e

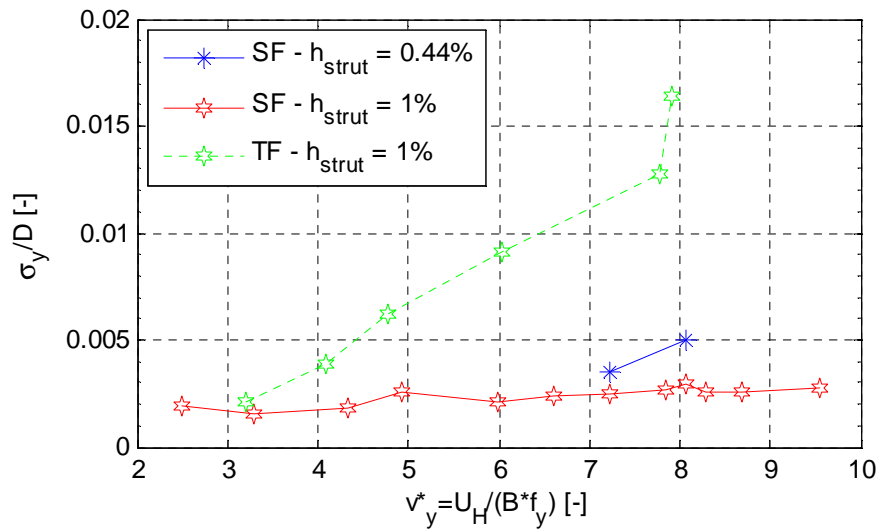


Figura 3.23: Risposta sperimentale misurata su modello aeroelastico in direzione *along wind* con diversi smorzamenti strutturali e profili di vento. Esposizione 90°

la conseguente possibilità di fenomeno di *lock-in* per la velocità ridotta di 10. I test non raggiungono tale velocità per cui non si ha la possibilità di verificare tale situazione.

La direzione *along wind* mostrata in Figura 3.23 risente meno del problema di misura riscontrato nella precedente esposizione a causa delle minori ampiezze di oscillazione raggiunte. Si nota come nel profilo *SF*, linea rossa, la deviazione standard normalizzata si mantiene su un valore costante, mentre nel profilo turbolento (linea tratteggiata verde) le ampiezze crescono con la velocità.

La forma delle storie temporali e il modulo dello spettro sono molto simili a quelli già riportati per l'esposizione 0° .

3.3 Confronto risultati numerico sperimentali

In questo paragrafo verranno confrontati i risultati in termini di spostamento ottenuti dalle prove numeriche a partire dai parametri strutturali e dalle pressioni misurate in galleria su modello rigido e quelli sperimentali misurati su modello aeroelastico. I risultati su modello aeroelastico sono stati ottenuti integrando due volte le accelerazioni e ricavando così gli spostamenti. Questo calcolo è stato fatto nel dominio delle frequenze dividendo per il quadrato della pulsazione propria con il segno negativo. Tale procedura introduce un errore alle bassissime frequenze che è stato eliminato, insieme all'errore sulla misura, utilizzando un filtro passabanda da 1.1 – 10 Hz di ordine 4.

Come riportato in [IX] di seguito sono presentati i grafici con il confronto tra i risultati misurati su modello aeroelastico sperimentale (quadrati blu), in legenda denominato Exp. Aero, e simulati su modello numerico partendo dalle pressioni su rigido (stelle verdi, in legenda chiamato Num. Rig.). In ascissa viene rappresentata la velocità ridotta, mentre in ordinata la deviazione standard adimensionalizzata secondo le convenzioni precedentemente adottate. Le figure immediatamente riportate si riferiscono all'esposizione 0° con profilo *smooth flow* per il setup R0, rispettivamente nella direzione *cross* e *along wind*.

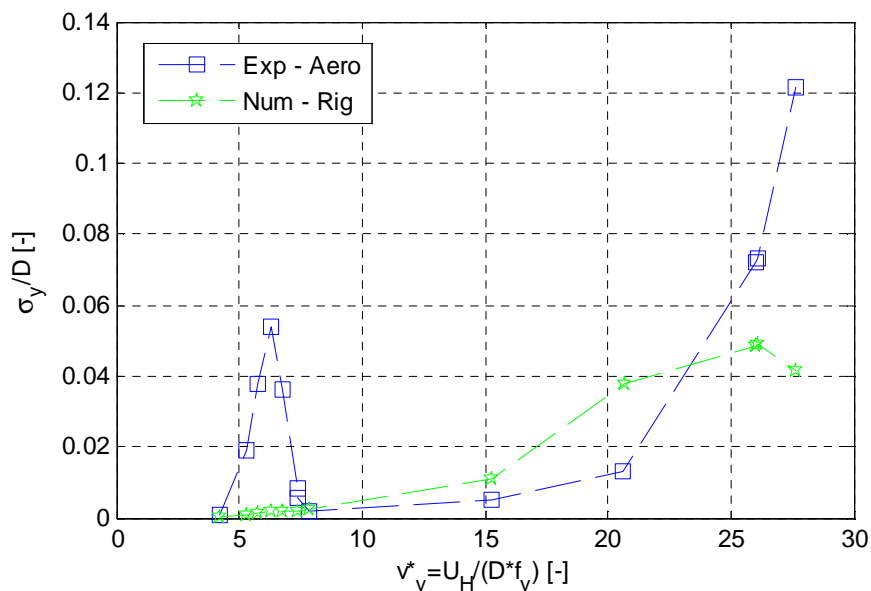


Figura 3.24: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 0°, in SF, setup R0, nella direzione *cross wind*. Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche

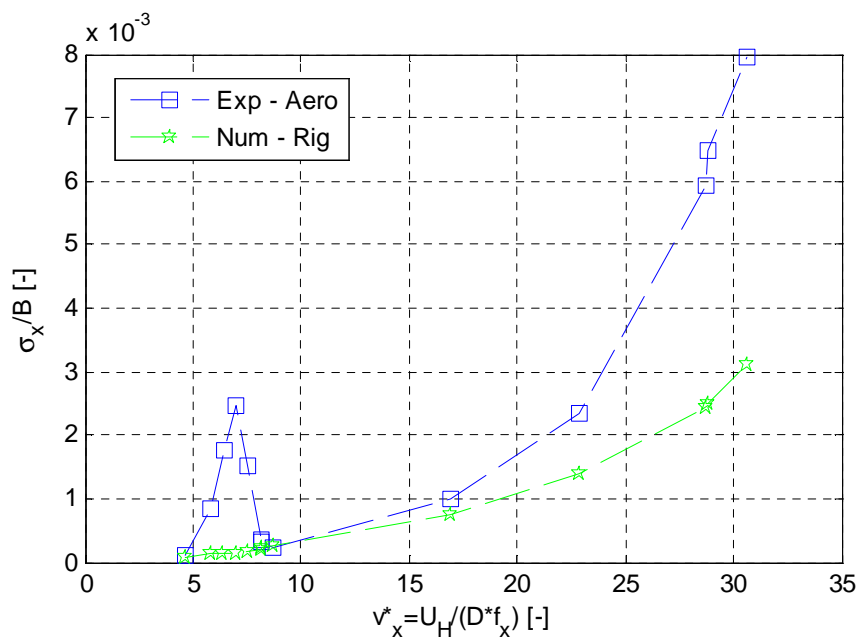


Figura 3.25: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 0° , in *SF*, setup R0, nella direzione *along wind*. Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche

Nella Figura 3.24 emerge una grande differenza tra i risultati sperimentali e numerici: nella zona di *lock-in*, il modello aeroelastico (linea blu) raggiunge ampiezze di diversi ordini di grandezza maggiori rispetto a quelle ricavate dalle simulazioni su modello rigido (linea verde) che non riescono a riprodurre questo comportamento. Oltre la regione di *lock-in*, le risposte si invertono a favore di una maggiore ampiezza raggiunta dal modello rigido simulato, mentre oltre la velocità ridotta 22, il modello aeroelastico torna a muoversi più del rigido.

Nella direzione *along wind*, riportata in Figura 3.25, come spiegato in precedenza, sono rappresentati risultati sperimentali del tutto analoghi a quelli relativi all'altra direzione e quindi non ritenuti attendibili per il confronto.

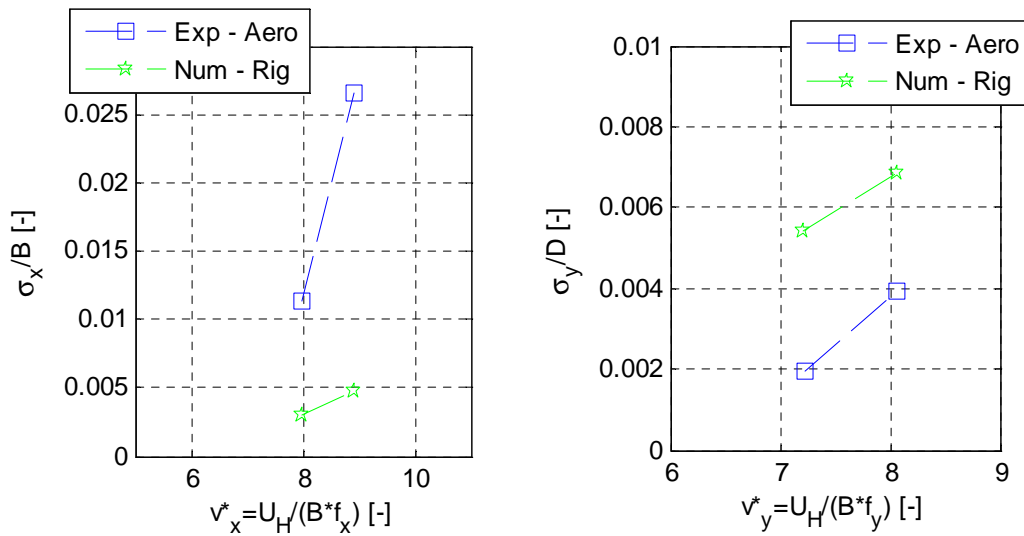


Figura 3.26: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 90° , in *SF*, setup R0, nella direzione *cross wind* (parte sinistra) e *along wind* (parte destra). Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche

La Figura 3.26 si riferisce ai test condotti per l'esposizione 90° nelle due direzioni. La direzione *cross wind* (parte sinistra) mostra ampiezze di oscillazione raggiunte da modello aeroelastico maggiori rispetto alle previste dal modello numerico, mentre nell'*along wind* (parte destra) il modello rigido si muove di più dell'aeroelastico.

Di seguito sono riportati i risultati relativi ai test condotti con smorzamento pari all'1%. I risultati sono stati condensati nelle figure per i due profili di vento testati. Le linee continue riguardano i test in *SF*, mentre le linee tratteggiate quelli in *TF*. La risposta dell'aeroelastico è sempre evidenziata dalla linea blu a differenza di quella su modello rigido mostrata con una linea verde.

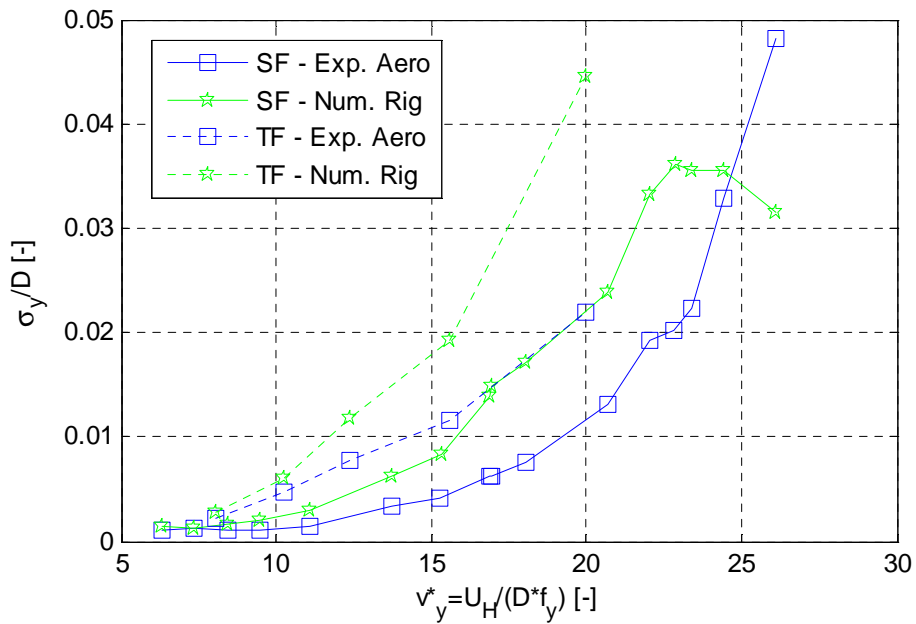


Figura 3.27: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 0° , in SF e TF, setup R1, nella direzione *cross wind*. Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche

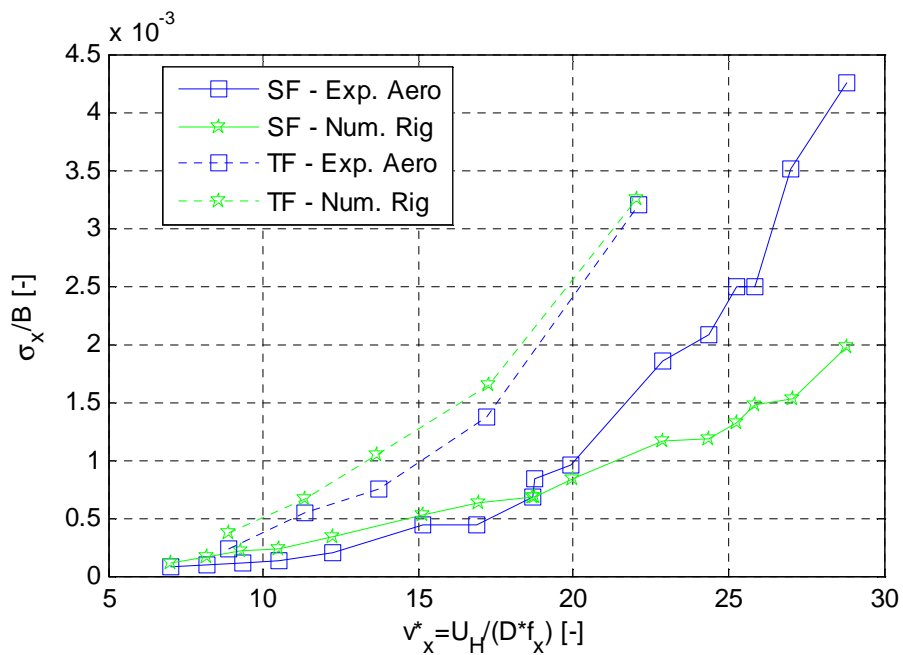


Figura 3.28: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 0° , in SF e TF, setup R1, nella direzione *along wind*. Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche

Nella direzione *cross wind* (Figura 3.27), con profilo *SF*, la scomparsa della prima regione di *lock-in* rende minima la differenza tra le risposte dei due modelli, mentre al crescere della velocità le deviazioni standard adimensionalizzate del rigido raggiungono valori più elevati ad eccezione della prova oltre la seconda velocità di Strouhal, dove instaurandosi il *galloping*, l'aeroelastico si muove di più. Nel caso *TF*, la differenza nelle risposte aumenta con la velocità in favore del rigido.

La direzione *along wind*, mostrata in Figura 3.28, nel caso *TF* non esprime particolari differenze tra i due modelli, mentre nel profilo *SF* fino alla velocità ridotta 20 le ampiezze raggiunte dai due modelli sono molto simili, oltre, invece, le ampiezze di oscillazione del modello aeroelastico sono maggiori di quelle su rigido. Tuttavia, come per il caso con smorzamento strutturale R0, la risposta degli accelerometri sul modello aeroelastico è fortemente influenzata dalla corrispondente nella direzione ortogonale per cui il confronto tra sperimentale e numerico non è significativo.

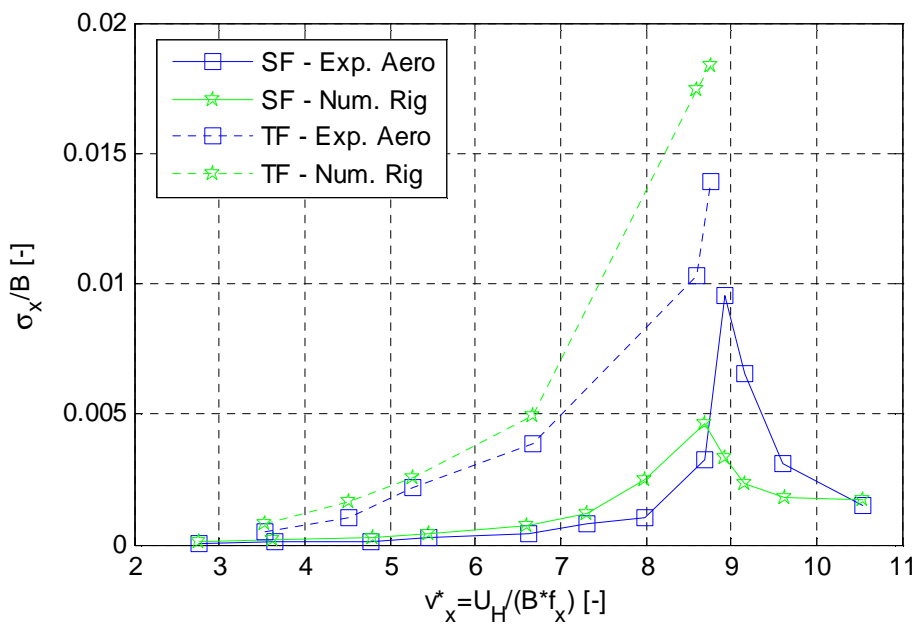


Figura 3.29: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 90°, in *SF* e *TF*, setup R1, nella direzione *cross wind*. Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche

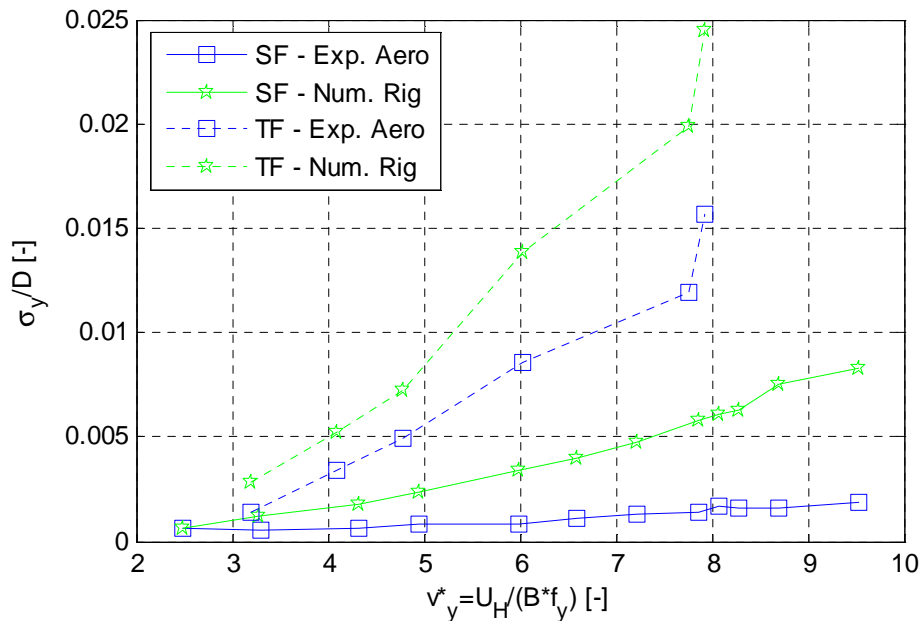


Figura 3.30: Deviazioni standard adimensionalizzate per l'esposizione 90° , in *SF* e *TF*, setup R1, nella direzione *along wind*. Confronto tra i dati sperimentali e le simulazioni numeriche

Nell'esposizione 90° in direzione *cross wind* (Figura 3.29) per il caso *SF*, le risposte sono molto simili fino alla regione di *lock-in*. Successivamente, le simulazioni su modello rigido prevedono una campana che risulta però differente sia per ampiezze di oscillazione che per velocità critica dalla corrispondente su modello aeroelastico. Le ampiezze raggiunte dal sperimentale aeroelastico sono notevolmente maggiori rispetto alle corrispondenti simulate mentre la velocità ridotta critica risulta essere leggermente superiore a quella prevista dal modello rigido simulato. Nel regime turbolento (Figura 3.29, linee tratteggiate), la situazione è analoga all'esposizione precedente (Figura 3.27) dove il rigido risponde in maniera maggiore rispetto all'aeroelastico e la differenza aumenta con la velocità.

Tale comportamento si verifica anche nell'esposizione *along wind* (Figura 3.30) per entrambi i profili *SF* e *TF*, dove il modello rigido raggiunge ampiezze di oscillazione maggiori di quelle sperimentate dall'aeroelastico.

Capitolo 4

Identificazione degli effetti aeroelastici

Il confronto tra la risposta sperimentale su modello aeroelastico e simulata numericamente su modello rigido, spiegate nel precedente capitolo, ha dimostrato la presenza di effetti aeroelastici per determinate situazioni legate a vibrazioni indotte da distacco di vortice, a fenomeni di *galloping* o più generalmente a fenomeni aeroelastici.

Per analizzare in modo più approfondito se e dove tali effetti possano giocare un ruolo non secondario, verranno analizzati nel presente capitolo i forzamenti e le risposte misurate sul modello aeroelastico e simulate su modello rigido. Infine verrà effettuata una stima della variazione della frequenza strutturale e dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche al variare dell'angolo di esposizione, del profilo di vento incidente e della velocità del vento.

4.1 Analisi del forzamento

Lo scopo prefissato prevede di stimare correttamente la risposta aeroelastica della torre attraverso il modello numerico soggetto a forzamento misurato su rigido. Per fare questo, gli effetti aeroelastici presenti nella forzante dovranno essere poco visibile e poi amplificati dal sistema nella risposta. Se così fosse sarà possibile aggiungere al modello numerico i parametri aeroelastici stimati e provvedere alla corretta simulazione della risposta. Nel presente paragrafo verranno confrontate le deviazioni standard delle componenti lagrangiane delle forze attive relative ai due modi considerati per evidenziarne le differenze. Tali grandezze definite nel § 3.1.4, sono state calcolate per i forzamenti misurati sia su modello rigido che aeroelastico attraverso le prese di pressione distribuite sulla superficie dei modelli. L'indicatore utilizzato per evidenziare le differenze è stato così definito:

$$\frac{\sigma_{Q \text{ aero}}}{\sigma_{Q \text{ rigido}}} \quad (4.1)$$

Se tale rapporto è all'incirca pari ad uno, ovvero la deviazione standard dell'aeroelastico è pari a quella sul rigido, non ci sono effetti aeroelastici in "ingresso al sistema", viceversa, se il rapporto è significativamente⁸ diverso da uno.

Consideriamo come primo caso analizzato quello a smorzamento strutturale più basso (0.44%, setup R0) nella direzione *cross-wind* in *SF* dapprima per l'esposizione 0° e successivamente per l'esposizione a 90°.

In Figura 4.1 è riportato l'andamento dell'indicatore definito nella (4.1) per la componente lagrangiana Q_2 in direzione Y , che corrisponde al forzamento *cross wind* per l'esposizione considerata (ovvero 0°), al variare della velocità ridotta.

Esposizione 0°, profilo SF, smorzamento strutturale 0.44%, direzione cross wind

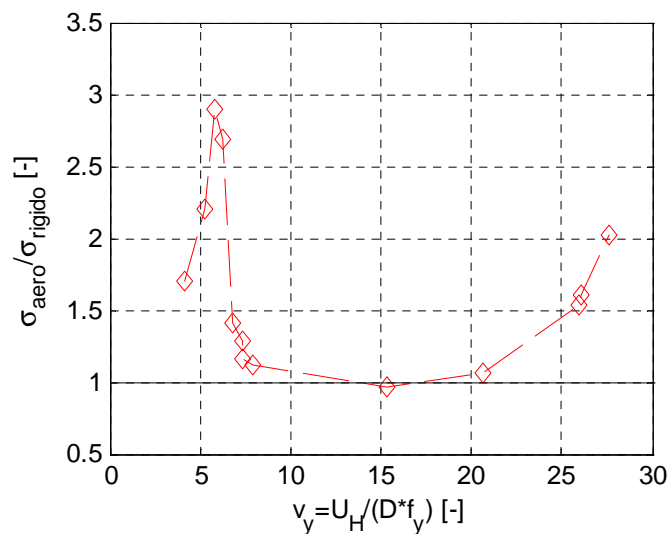


Figura 4.1: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (*cross wind*) per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* al variare della velocità ridotta

⁸ Inferiore a 0.7 e superiore a 1.3

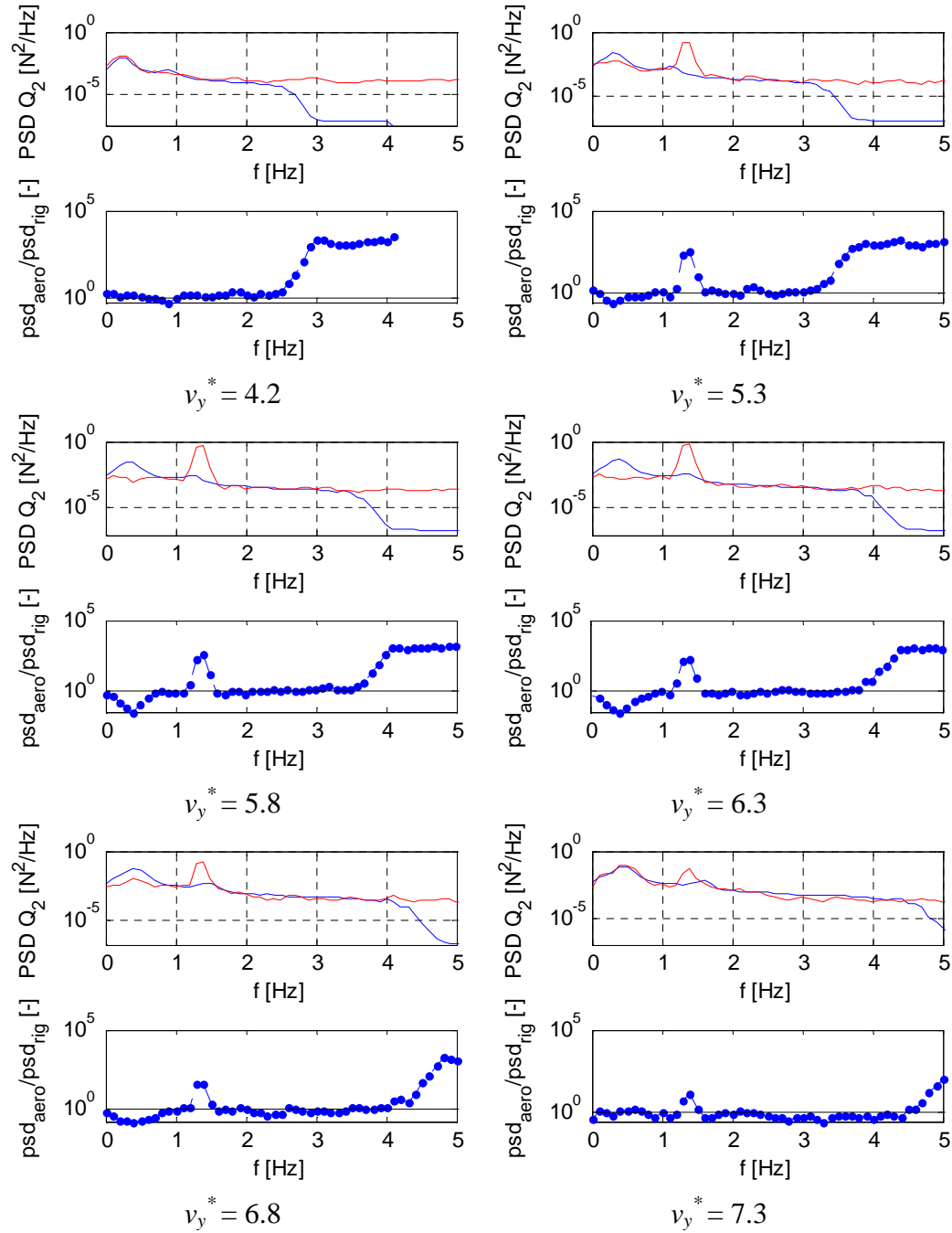
La Figura 4.1 mostra due zone dove l'indicatore si discosta notevolmente dall'unità. Nella prima zona, compresa nel *range* di velocità ridotte 4.5 - 8, il rapporto è notevolmente maggiore di 1: questo è l'intervallo di *lock-in* nel quale sorgono grandi oscillazioni indotte dal distacco di vortici e l'interazione tra fluido e corpo genera forze di campo che spiegano questi valori elevati. E' da notare come l'indicatore raggiunga un massimo proprio in corrispondenza della velocità critica. Successivamente, si stabilizza nell'intorno dell'unità mostrando una somiglianza tra i forzamenti per poi crescere nuovamente oltre la velocità ridotta di 22 a causa dell'instaurarsi del *galloping*.

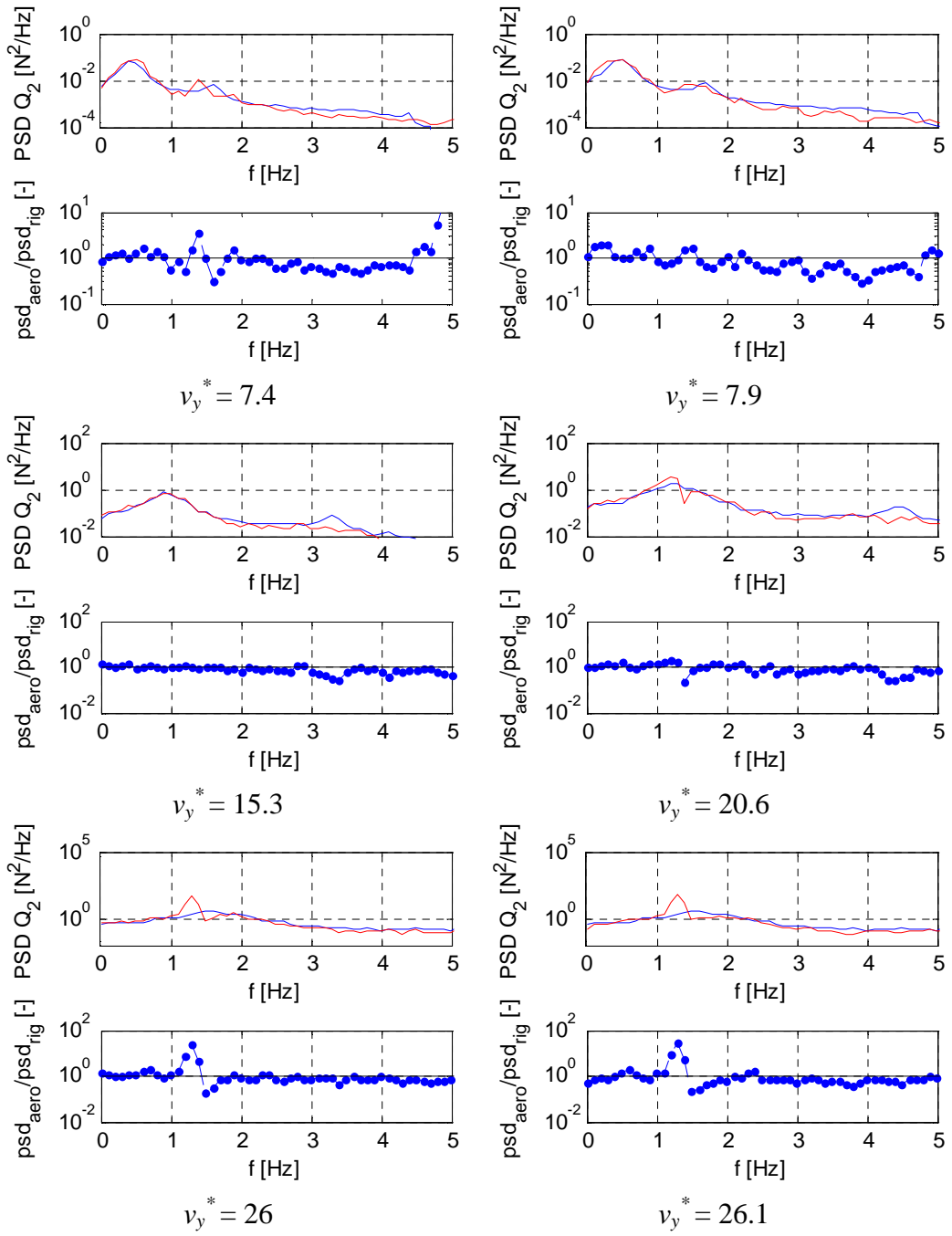
Per approfondire ulteriormente l'analisi e scoprire le frequenze alle quali sono associati gli effetti aeroelastici evidenziati in Figura 4.1, è stata condotta un'analisi delle densità di potenza spettrale al variare della frequenza. Le figure seguenti, che mostrano i risultati dell'analisi, rappresentano nella parte alta le densità di potenza spettrale dei forzamenti misurati su modello aeroelastico (linea rossa) e rigido (linea blu). La parte bassa di ogni figura, invece, mostra il rapporto tra le densità di potenza spettrale confrontate, definito come forzamento su aeroelastico rispetto al rigido. Il confronto che è stato eseguito frequenza per frequenza risulta però affetto da un errore dovuto alla diversa risoluzione in frequenza. Le pressioni misurate su modello aeroelastico sono state campionate tutte a 100 Hz, mentre quelle su rigido, come riportato nel § 3.1.3, essendo state misurate solo per alcune velocità e successivamente scalate alla medesima velocità dei test condotti su modello aeroelastico, possiedono una frequenza di campionamento diversa da quella delle pressioni dell'aeroelastico e dipendente dalla scala delle velocità come riportato in (4.2).

$$\lambda_f = \frac{1}{\lambda_T} = \frac{\lambda_{UH}}{\lambda_L} \quad (4.2)$$

Di conseguenza, oltre alla fittizia frequenza di campionamento differente per ogni caso analizzato, la risoluzione in frequenza sarà diversa e, quindi, il confronto non avviene alle identiche frequenze. Questo problema si traduce in piccoli picchi non legati al fenomeno fisico in studio.

Sotto ad ogni singola figura è riportata la velocità ridotta di riferimento.





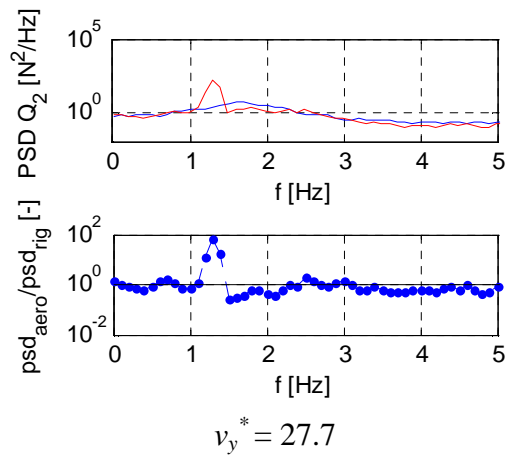


Figura 4.2: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (*cross wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

Dai grafici presenti in Figura 4.2, emerge nell'intervallo di *lock-in* ($v_y^* = 5.3 - 7.3$) e dopo essersi instaurato *galloping* ($v_y^* = 26 - 27.7$) un picco alla risonanza del sistema nella direzione Y . Per la zona di *lock-in* il confronto tra i due forzamenti (parte alta dei grafici) evidenzia come alla risonanza il forzamento sull'aeroelastico sia molto maggiore del corrispondente misurato su rigido, mentre alle frequenze più basse si verifica il caso opposto. Questo accade proprio grazie al fenomeno di sincronizzazione delle frequenze. Oltre la zona di *lock-in* non emergono picchi significativi come previsto dai risultati di Figura 4.1. Oltre la velocità ridotta 22 si instaura *galloping* e il forzamento su modello aeroelastico alla frequenza di risonanza torna ad essere maggiore rispetto al relativo su rigido. E' bene evidenziare come il rapporto tra i forzamenti alla risonanza nelle zone di *lock-in* e *galloping* siano simili, tuttavia il modulo della densità di potenza spettrale, mostrato nella parte alta dei grafici, è molto maggiore per le velocità più elevate. Per tutte le altre frequenze, come ci si aspetta, il rapporto tende all'unità a meno del piccolo rumore sulla misura che la limitata lunghezza delle storie temporali non riesce a togliere. I grafici alle basse velocità, nell'intervallo di velocità ridotte $v_y^* = 4.6 - 6.8$, mostrano come, ad una certa frequenza, il rapporto aumenti esponenzialmente; questo comportamento non è legato a particolari effetti aeroelastici, ma è dovuto al filtraggio delle pressioni sul modello rigido che, scalate a differenti velocità, traslano la

frequenza di taglio portando a valori bassissimi il modulo dello spettro del forzamento sul rigido e quindi ad una esplosione dell'indicatore. Questo fenomeno avviene in realtà anche per tutte le altre prove ma non è rappresentato perchè la frequenza di taglio scalata è maggiore di 10.

Passiamo al forzamento in direzione *along-wind* per il medesimo caso appena commentato. In letteratura [XV, XVII] si trova che, nella risposta del sistema in questa direzione, non sono presenti fenomeni aeroelastici significativi, tuttavia il grafico mostra come, alle bassissime velocità, sia presente una differenza tra i due forzamenti e quindi un potenziale effetto aeroelastico.

Esposizione 0°, profilo SF, smorzamento strutturale 0.44%, direzione along wind

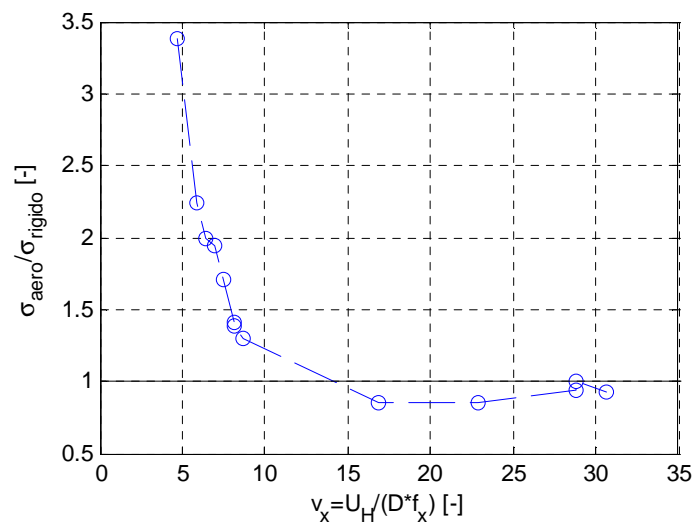
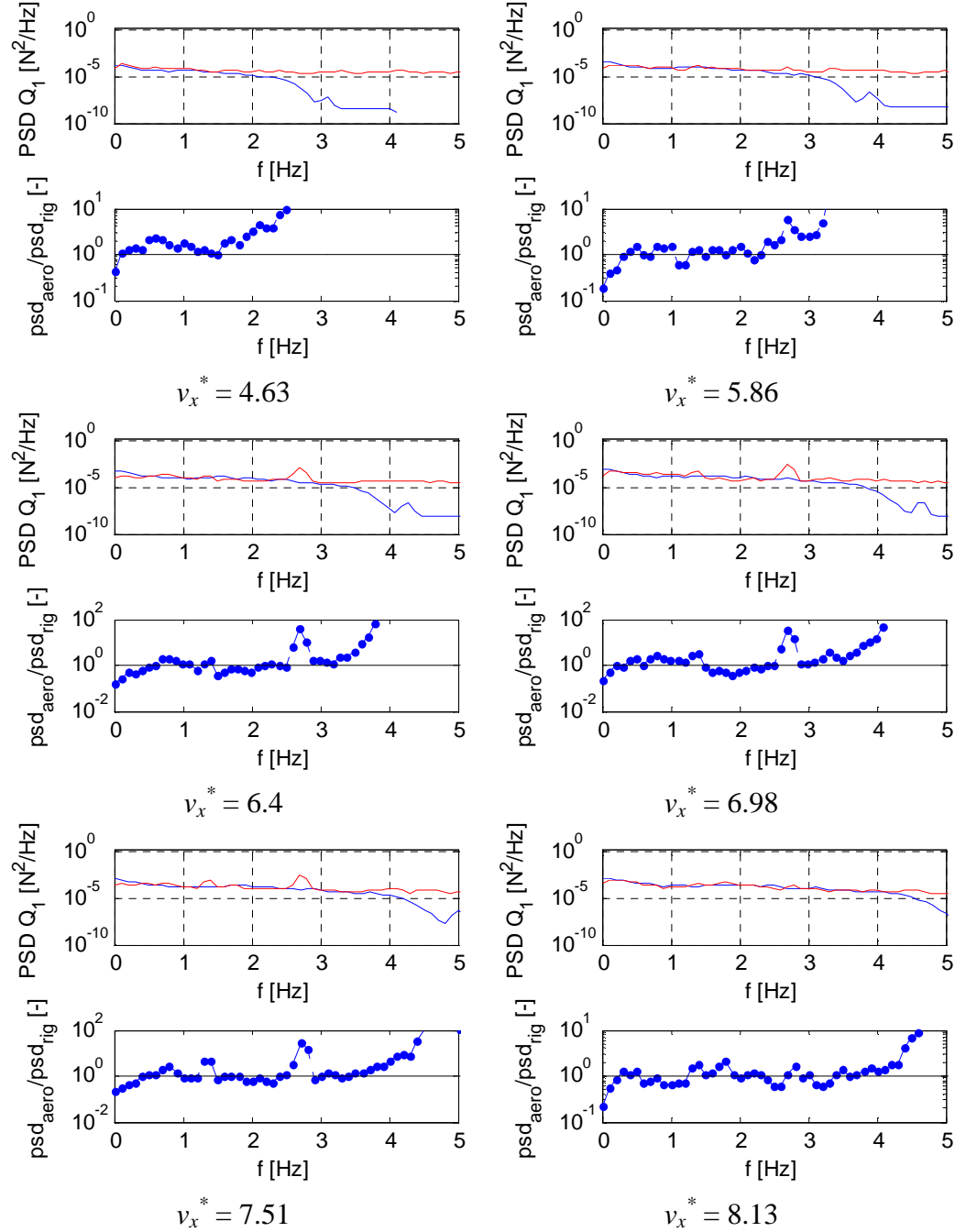
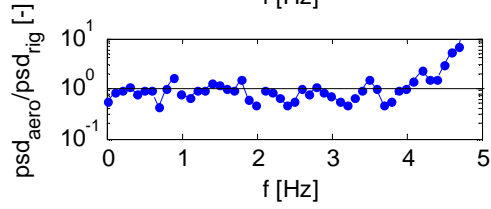
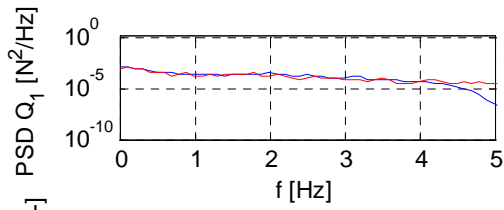
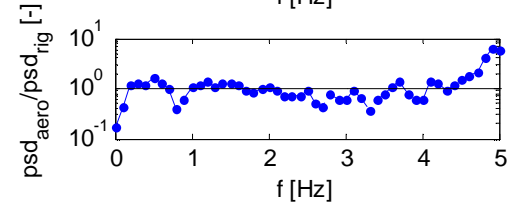
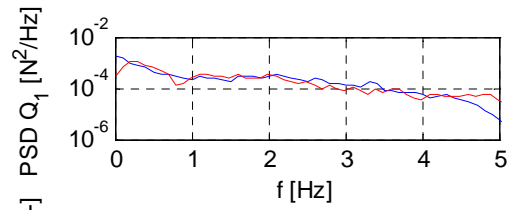


Figura 4.3: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (*along wind*) per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 0° in direzione *along wind* al variare della velocità ridotta

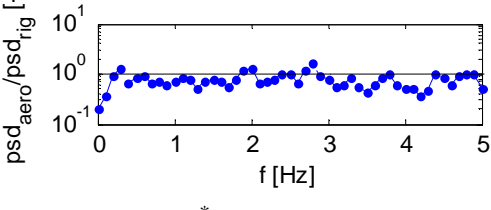
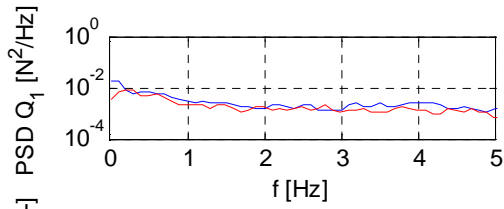




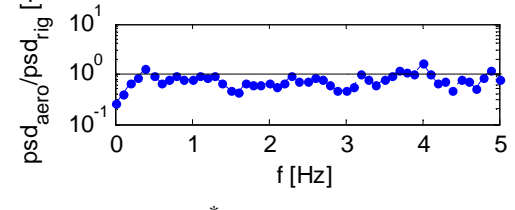
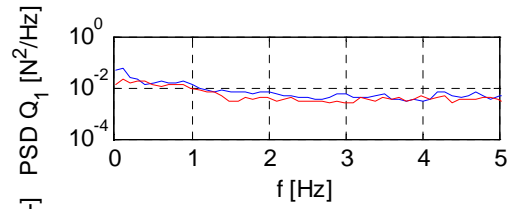
$v_x^* = 8.16$



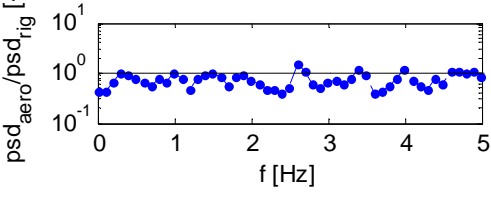
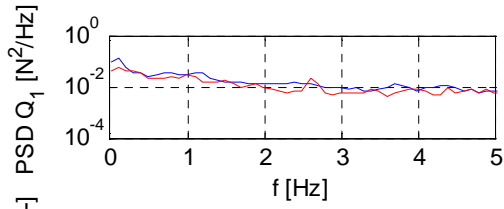
$v_x^* = 8.7$



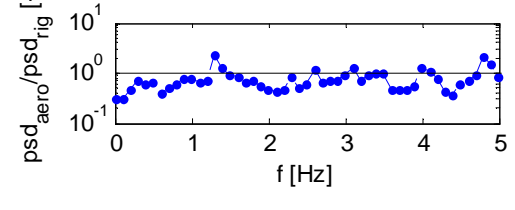
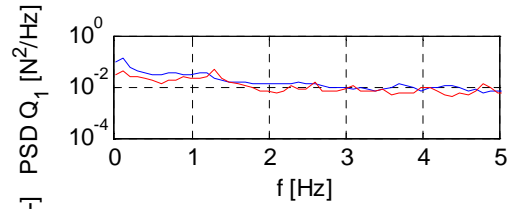
$v_x^* = 16.9$



$v_x^* = 22.83$



$v_x^* = 28.76$



$v_x^* = 28.83$

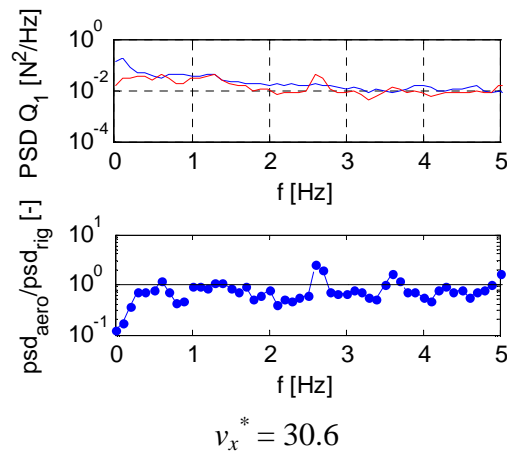


Figura 4.4: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (*along wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 0° in direzione *along wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

Questo confronto mostra come nell'intervallo di velocità ridotte corrispondente alla regione nel quale si instaura *lock-in* ($v_x^* = 6.4 - 7.51$), sia presente un forzamento sull'aeroelastico leggermente maggiore in modulo rispetto a quello sul rigido nell'intorno della frequenza 2.7 Hz , ovvero due volte la frequenza con i quali i vortici distaccano. Ciò avviene poiché se la periodicità nella direzione *cross-wind* è pari a $T=1/f$, quella nella direzione *along-wind* è dimezzata, causando quindi un forzamento a frequenza doppia. Per le altre frequenze, i forzamenti sono molto simili.

Per quel che riguarda l'esposizione 90° , la scarsità di prove effettuate non può giustificare una generalizzazione dello studio al variare della velocità ridotta. Verranno, comunque, di seguito riportati i risultati per una completa trattazione.

La figura seguente riguarda la direzione *cross wind* con profilo *smooth flow* e setup R0.

Esposizione 90°, profilo SF, smorzamento strutturale 0.44%, direzione cross wind

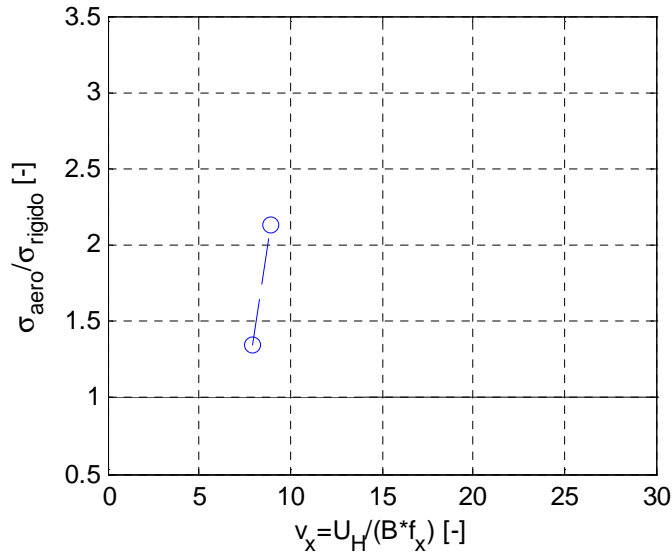


Figura 4.5: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (*cross wind*) per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 90° in direzione *cross wind* al variare della velocità ridotta

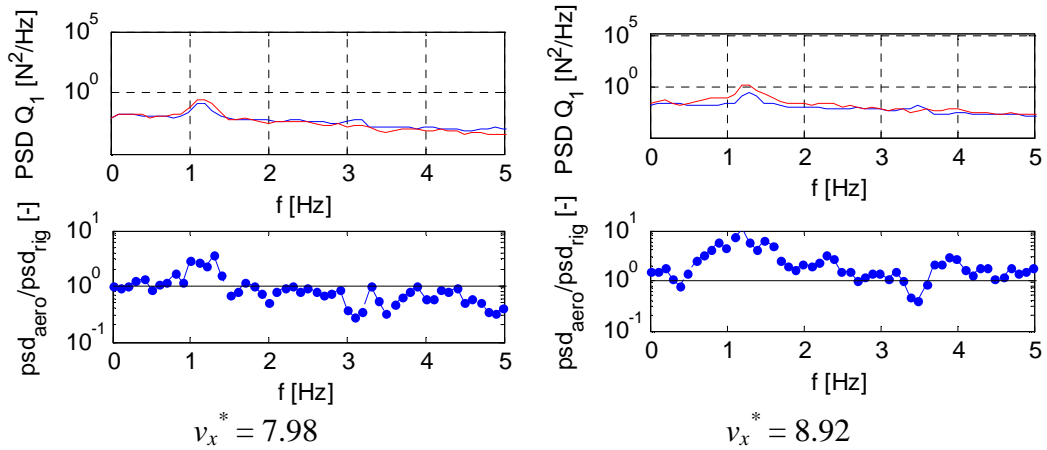


Figura 4.6: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (*cross wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 90° in direzione *cross wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

L'indicatore, riportato in Figura 4.5, mostra come siano presenti degli effetti aeroelastici che presumibilmente potrebbero crescere con la velocità del vento.

Il rapporto tra le densità di potenza spettrale (Figura 4.6) evidenzia come questo contributo sia legato alla risonanza in direzione x .

Esposizione 90°, profilo SF, smorzamento strutturale 0.44%, direzione along wind

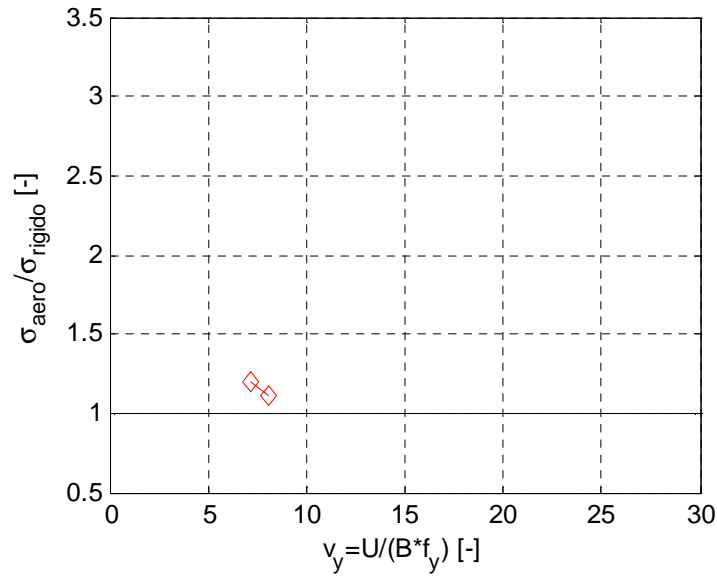


Figura 4.7: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (*along wind*) per la prova in SF, con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 90° in direzione *along wind* al variare della velocità ridotta

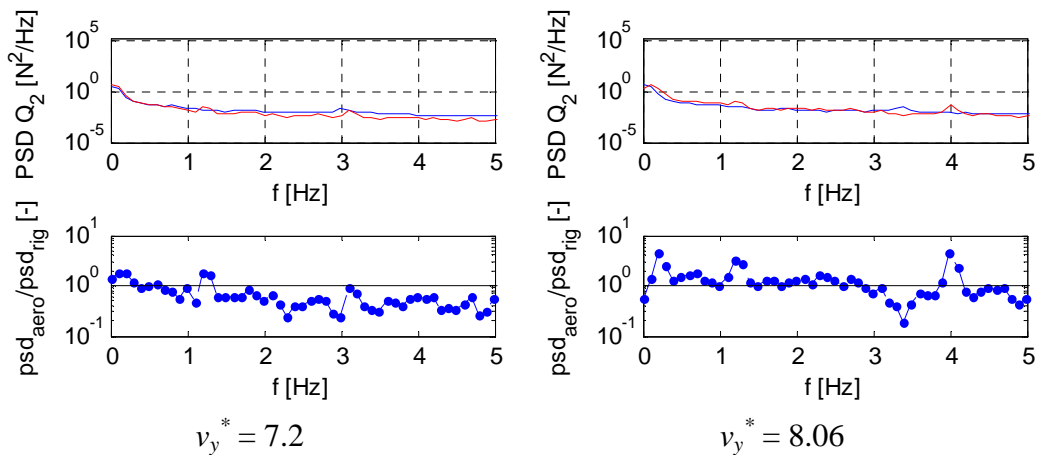


Figura 4.8: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (*along wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in SF, con smorzamento strutturale dello 0.44% per l'esposizione 90° in direzione *along wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

Anche nella direzione *along-wind* l'indicatore è poco diverso da 1, Figura 4.7. Dalla Figura 4.8 si nota come il confronto tra i due forzamenti non mostra nessun contributo aeroelastico significativo a nessuna particolare frequenza.

A questo punto verranno analizzate le prove effettuate con smorzamento strutturale fissato all'1%. Tali prove offrono un'interessante analisi per lo studio del sistema in flusso turbolento (*turbulent flow, TF*) e per la possibilità di spazzare un intervallo di velocità ridotte notevolmente superiore rispetto al setup precedente per l'esposizione 90°.

Esposizione 0°, profilo SF, smorzamento strutturale 1%, direzione cross wind

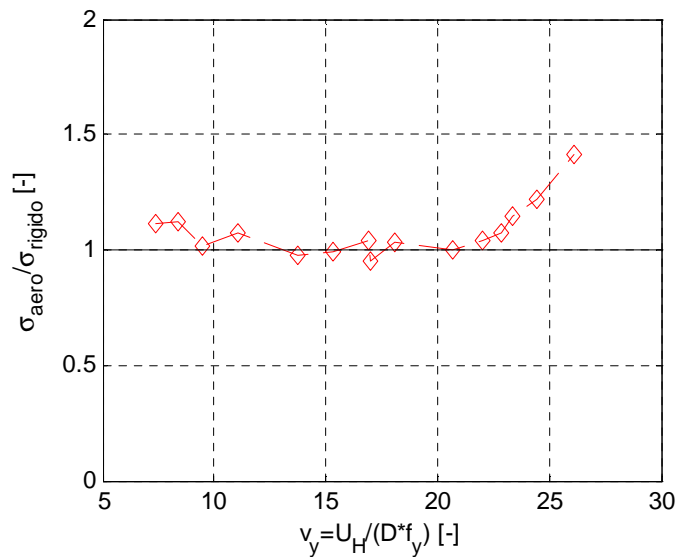
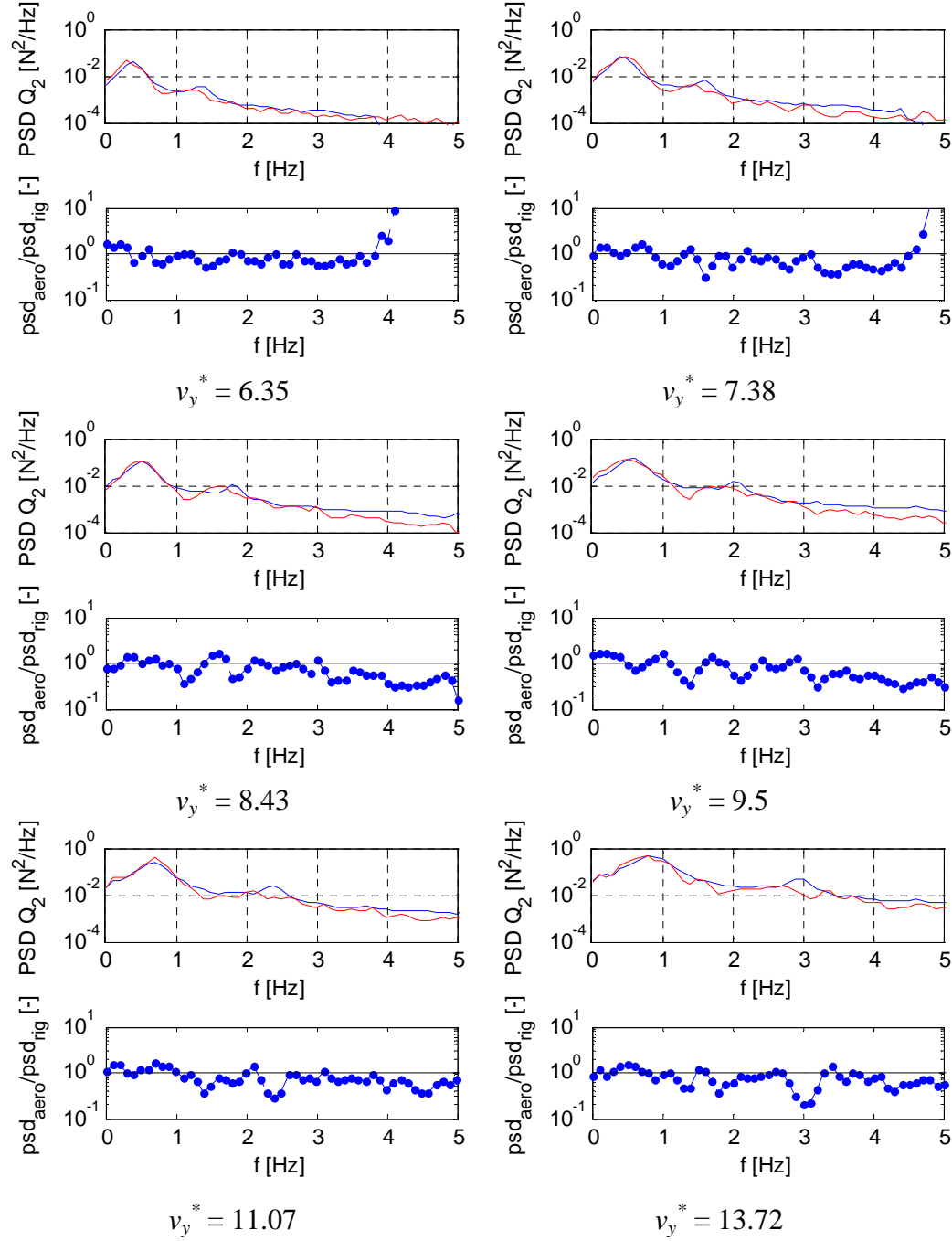
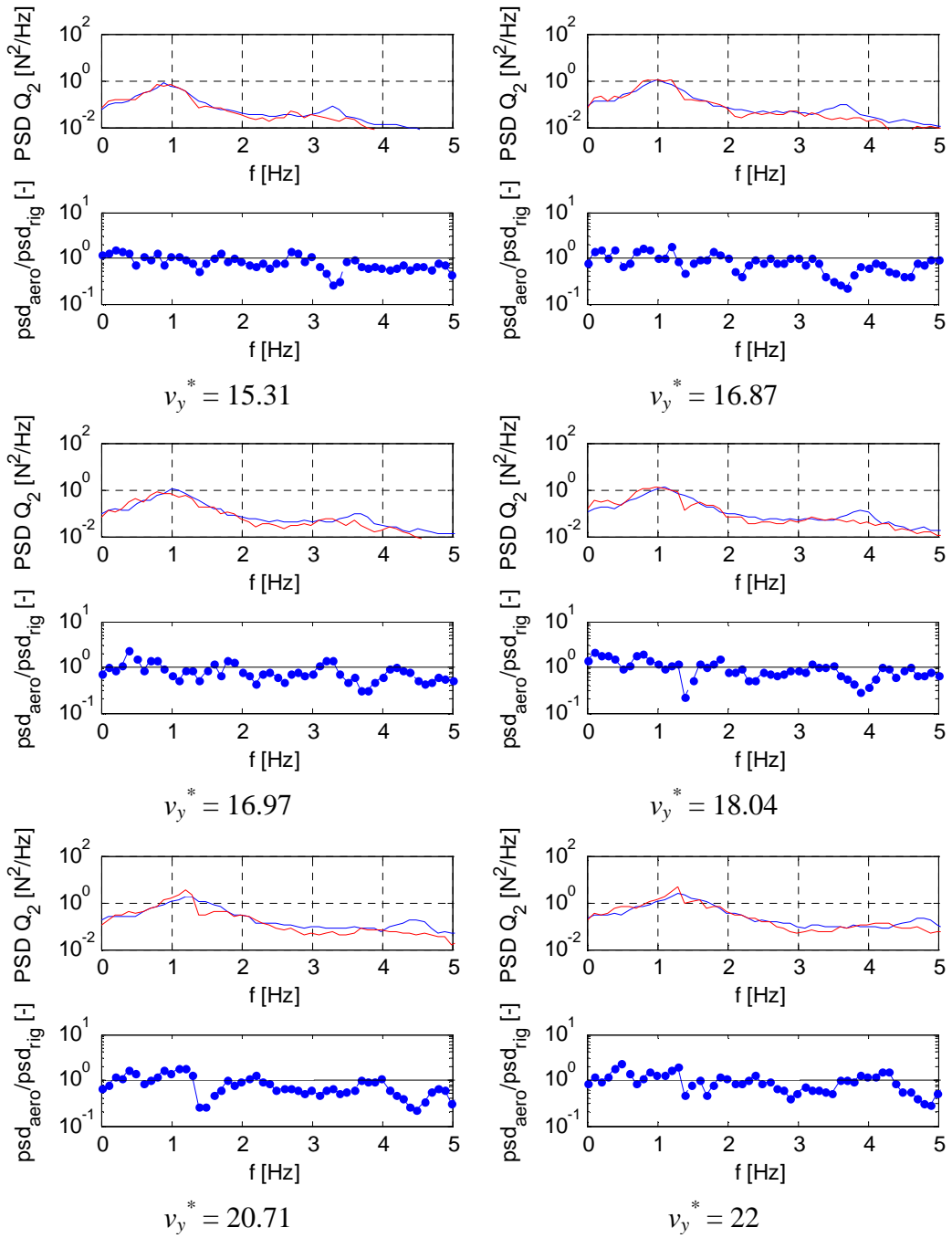


Figura 4.9: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (*cross wind*) per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* al variare della velocità ridotta





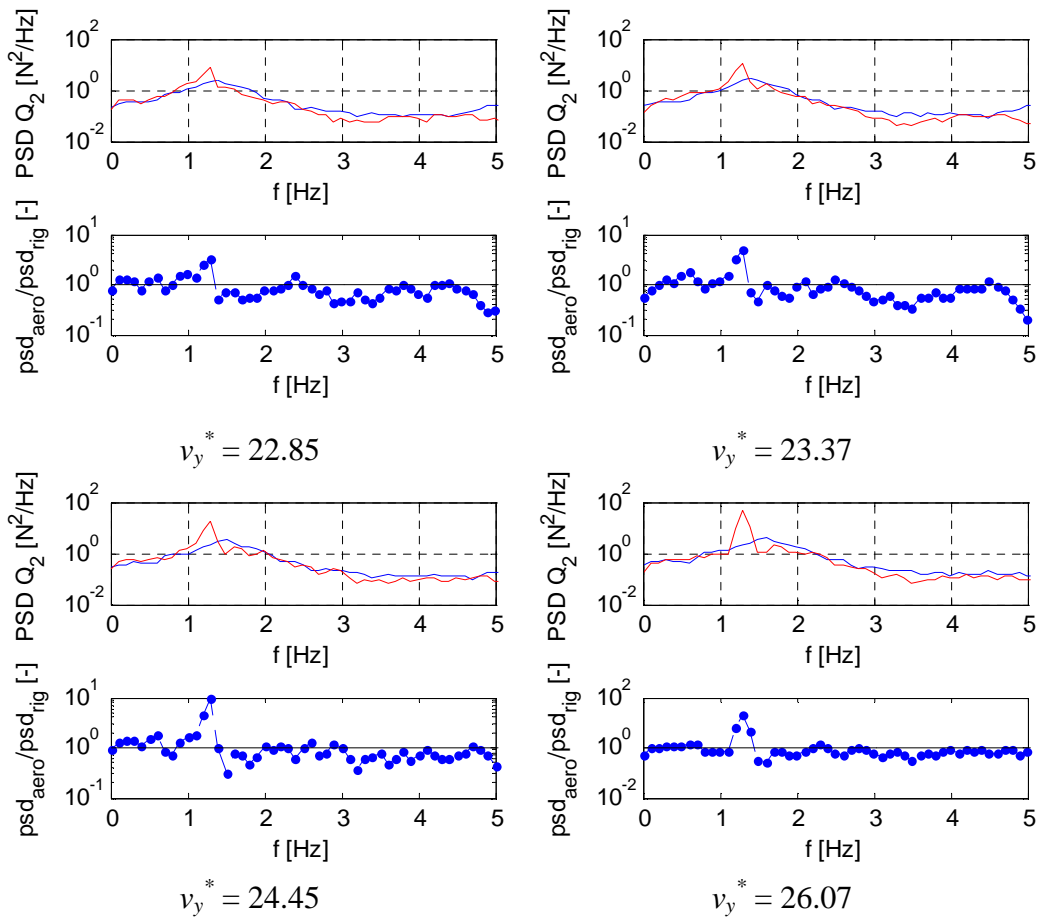


Figura 4.10: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (*cross wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

La Figura 4.9 mostra un indicatore che per le varie prove effettuate si mantiene costante e pari ad uno. Nell'intorno della velocità ridotta 6.5, come già spiegato nel § 3.2.3, non si verifica *lock-in* e difatti l'indicatore rimane pari all'unità. Oltre la velocità ridotta 22, invece, il rapporto tra le deviazioni standard dei forzamenti cresce superando l'unità a causa dell'interferenza tra *lock-in* e *galloping* come già precedentemente spiegato.

I grafici della PSD confermano il risultato dell'indicatore: fino alla velocità ridotta 22 i forzamenti sono molto simili e di bassa entità, mentre oltre la seconda velocità critica il forzamento su modello aeroelastico cresce esponenzialmente rispetto al rigido evidenziando gli effetti aeroelastici già identificati precedentemente. Tali effetti risultano legati alla risonanza del secondo modo.

Esposizione 0°, profilo SF, smorzamento strutturale 1%, direzione along wind

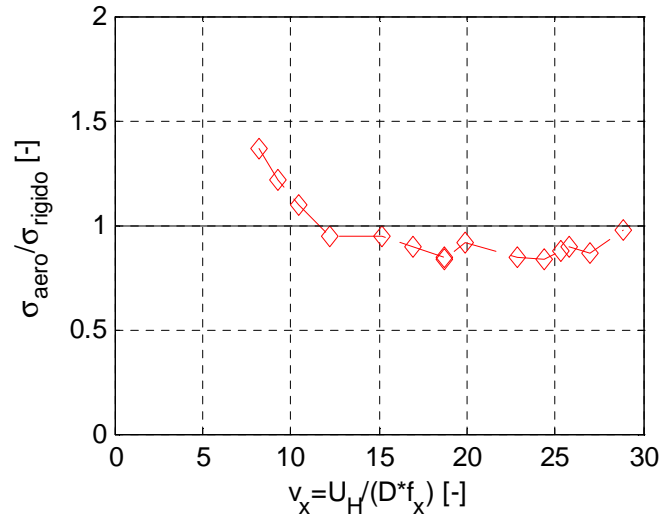
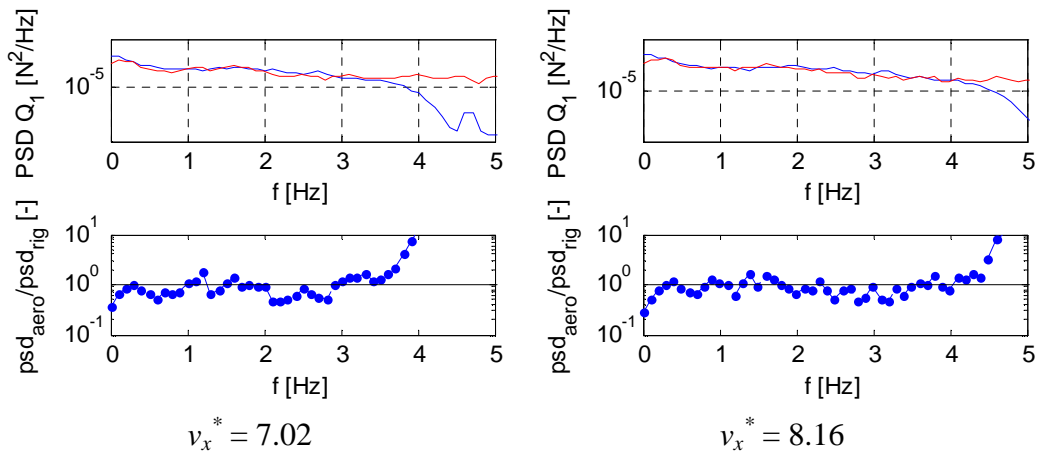
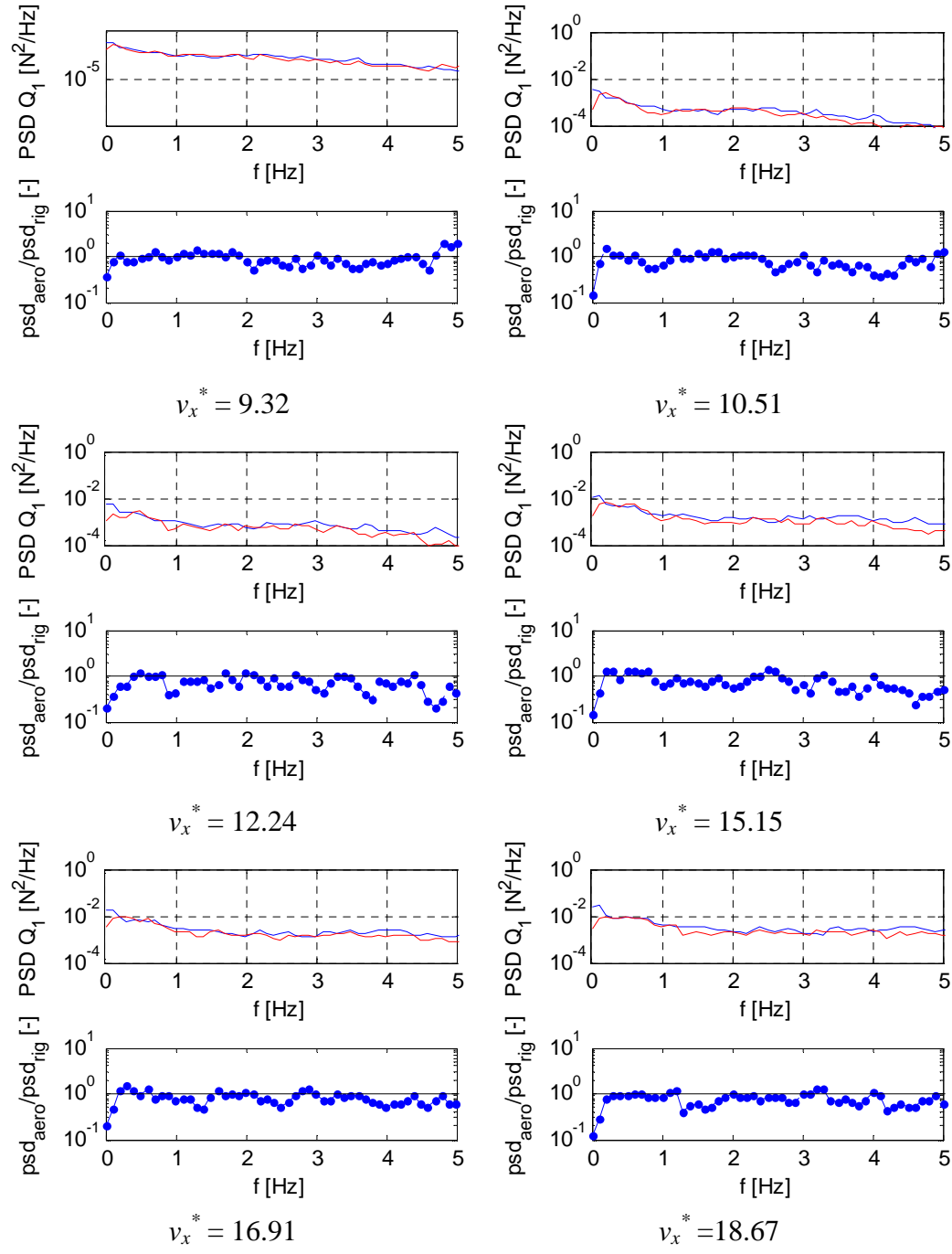
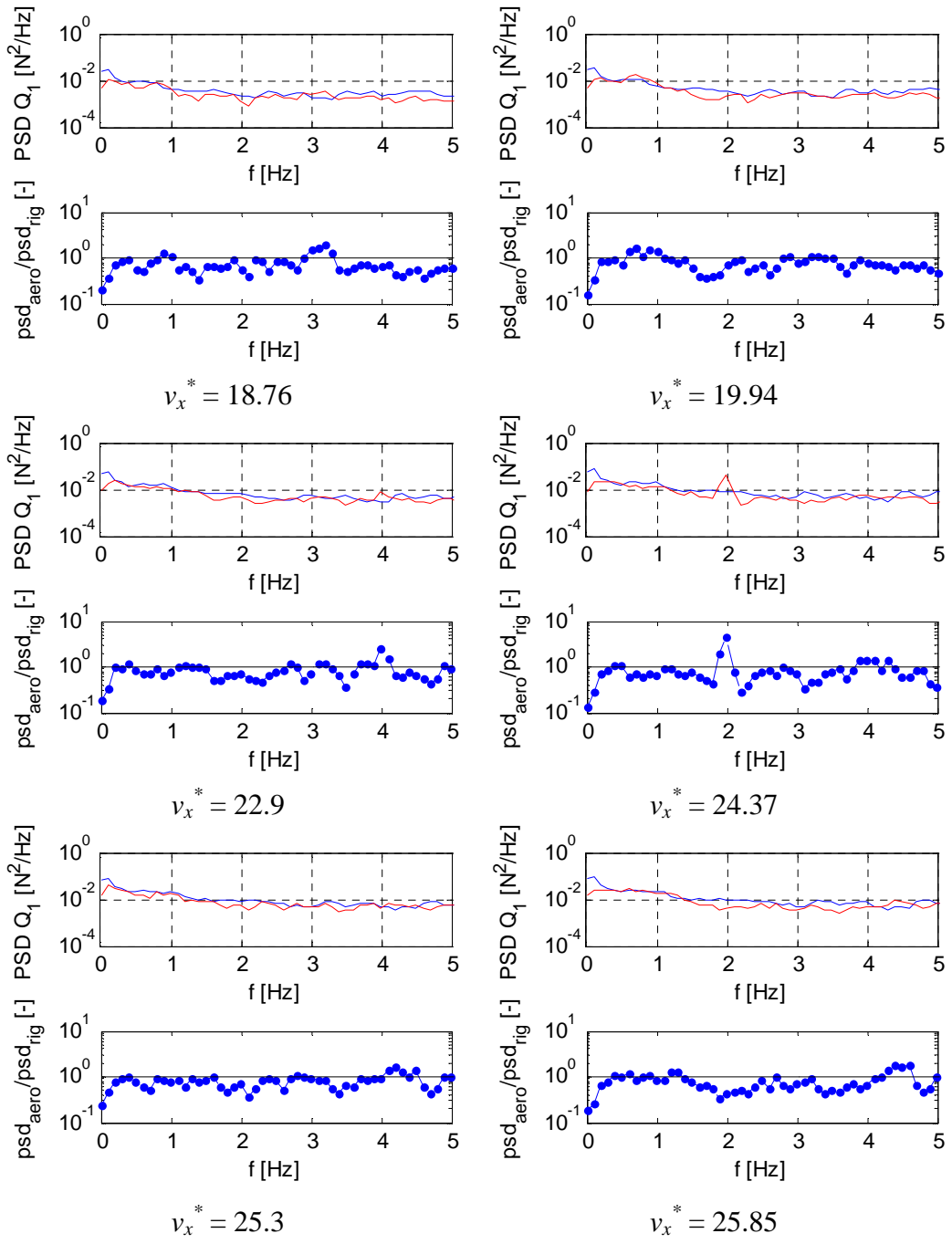


Figura 4.11: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (*along wind*) per la prova in SF, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *along wind* al variare della velocità ridotta







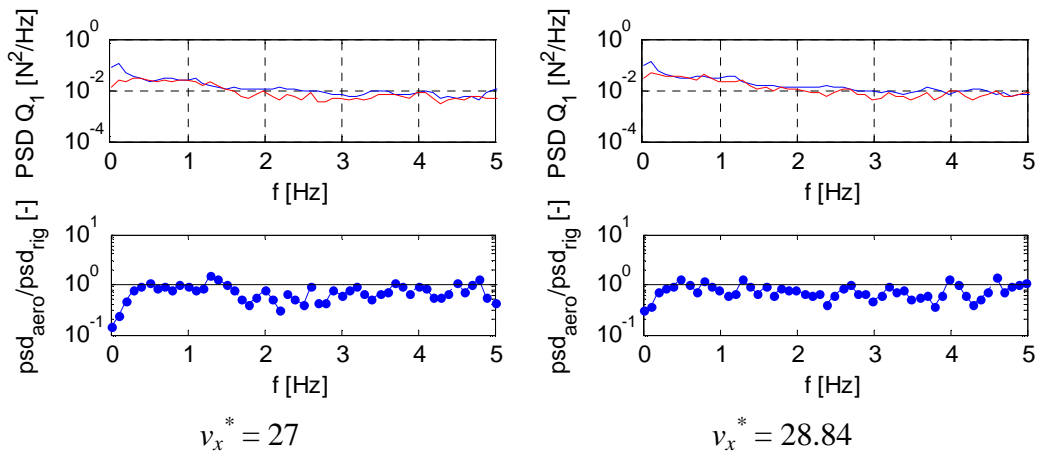


Figura 4.12: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (*along wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *along wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

In Figura 4.11 l'indicatore, per il caso *along wind*, si discosta leggermente dall'unità non mostrando nel forzamento aeroelastico effetti significativi.

Dai grafici delle PSD alle diverse velocità (figura 4.12), non emerge nessuna differenza significativa a testimonianza di come i due forzamenti possano essere considerati simili.

Passando all'esposizione 90° , le seguenti figure riportano le analisi sul forzamento già eseguite precedentemente.

Esposizione 90°, profilo SF, smorzamento strutturale 1%, direzione cross wind

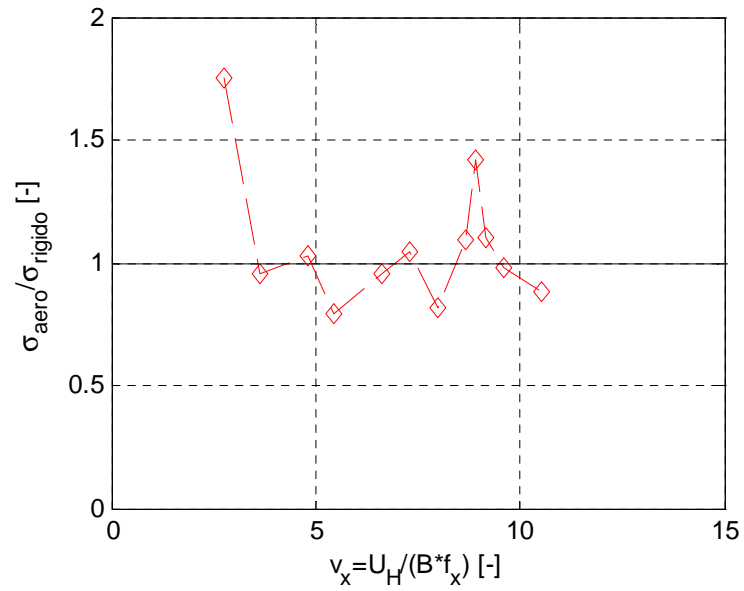
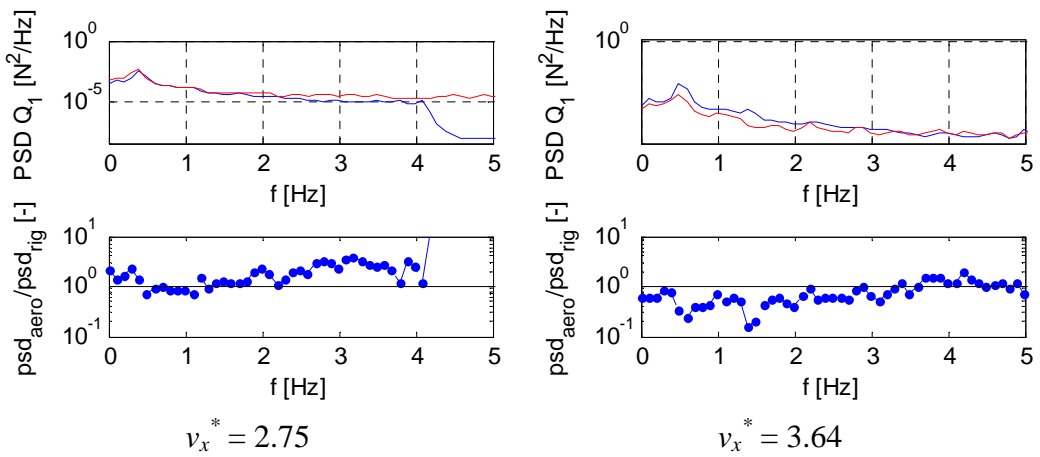
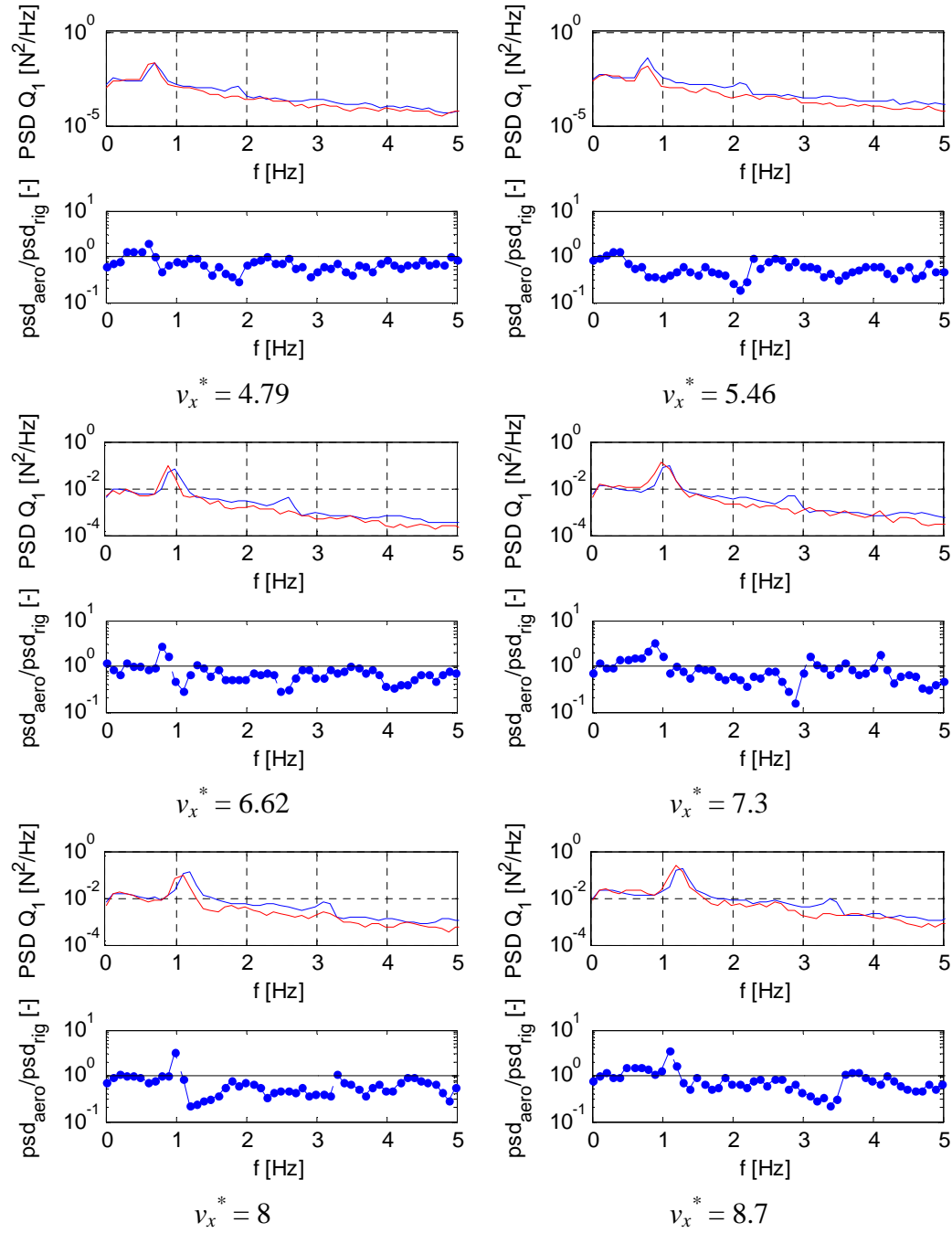


Figura 4.13: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (*cross wind*) per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *cross wind* al variare della velocità ridotta





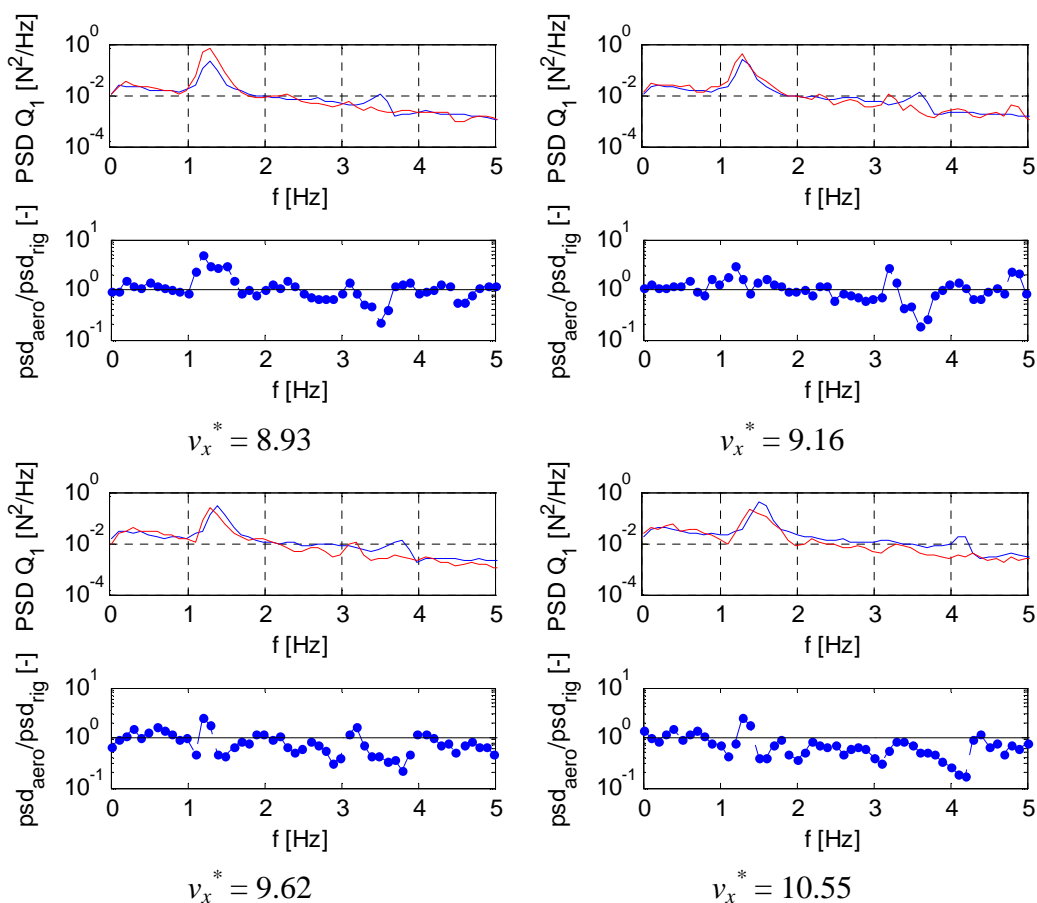


Figura 4.14: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (*cross wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in SF , con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *cross wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

Il rapporto tra i forzamenti, rappresentato in Figura 4.13, si mantiene prossimo all'unità per le varie velocità segno di una somiglianza tra i due forzamenti mostrando un picco nell'intorno dell'intervallo di *lock-in* ($v_{cr}^* \approx 9$) dove il forzamento su aeroelastico risulta essere quasi una volta e mezzo il corrispondente misurato su rigido.

Dalla Figura 4.14 emerge come i picchi nel forzamento siano molto simili per entrambi i modelli ad eccezione della velocità critica ridotta 8.93 dove il forzamento su aeroelastico è superiore giustificando il picco di Figura 4.13. In accordo con le previsioni, dunque i forzamenti hanno caratteristiche simili ad eccezione dell'intervallo di *lock-in*.

Esposizione 90°, profilo SF, smorzamento strutturale 1%, direzione along wind

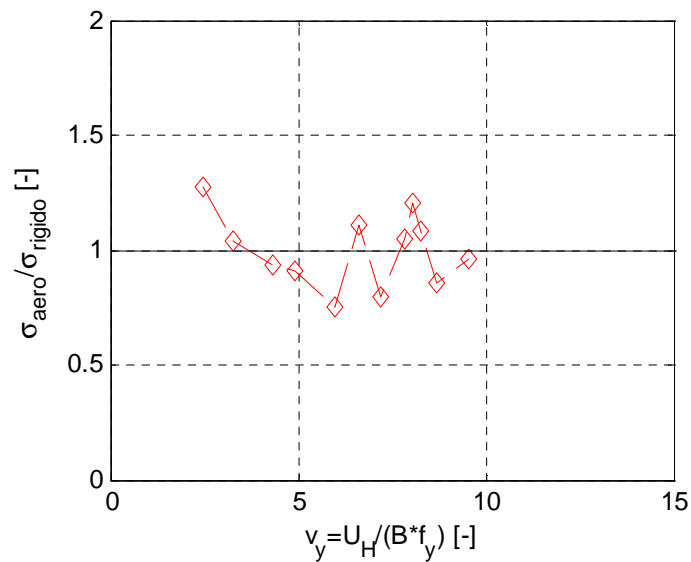
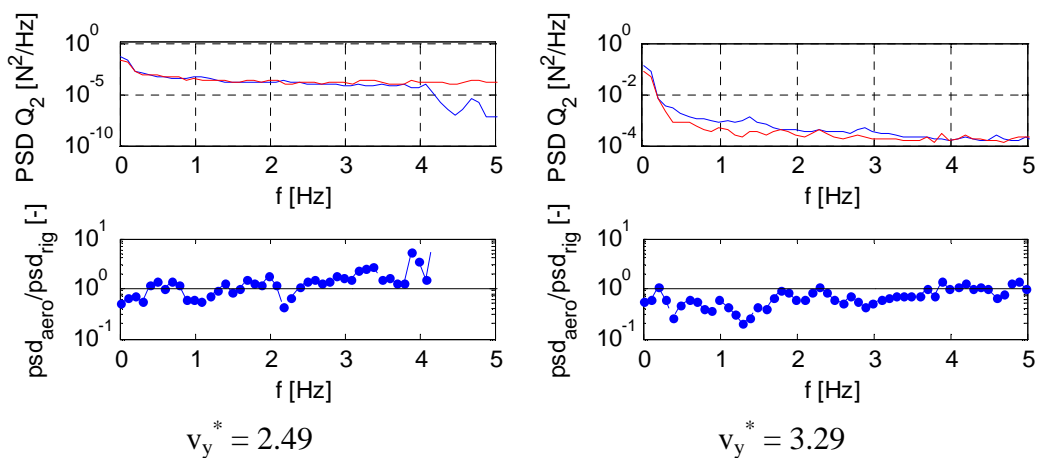
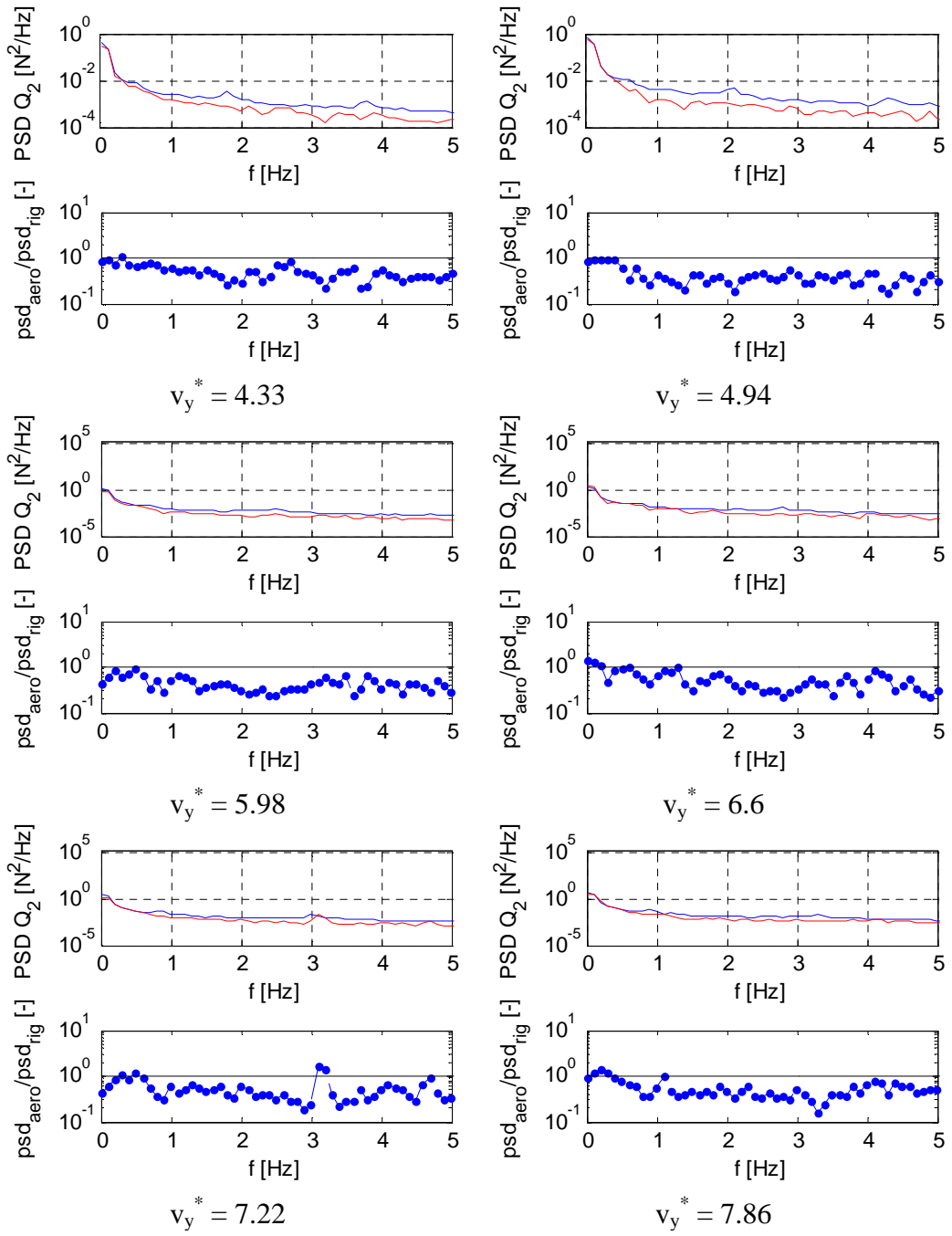


Figura 4.15: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (*along wind*) per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *along wind* al variare della velocità ridotta





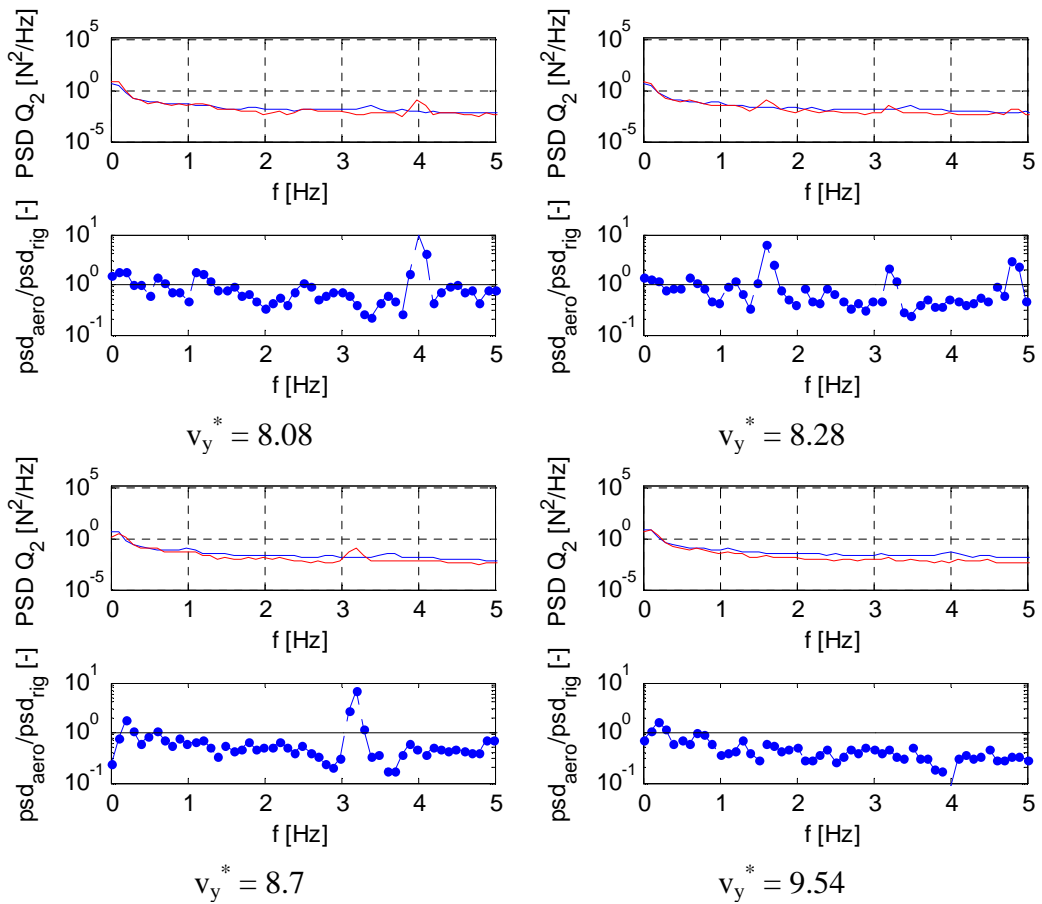


Figura 4.16: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (*along wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *SF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *along wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

Il rapporto tra le deviazioni standard delle componenti lagrangiane, mostrato in Figura 4.15 oscilla nell'intorno dell'unità, come per gli altri casi analizzati in questa direzione. Dalla Figura 4.16 relativa ai rapporti tra le PSD si nota come i forzamenti siano molto simili.

Nelle figure seguenti è mostrata l'analisi delle componenti lagrangiane misurate in condizioni con profilo turbolento. I forzamenti su modello rigido, a differenza dei casi precedenti, sono stati misurati da prove eseguite nel 2009. Il confronto, che non risente dei problemi di scalatura della velocità e del forzamento relativi alle prove eseguite nel 2006 ed utilizzate nei casi in *SF*, può essere fatto a due differenti velocità.

Esposizione 0°, profilo TF, smorzamento strutturale 1%, direzione cross wind

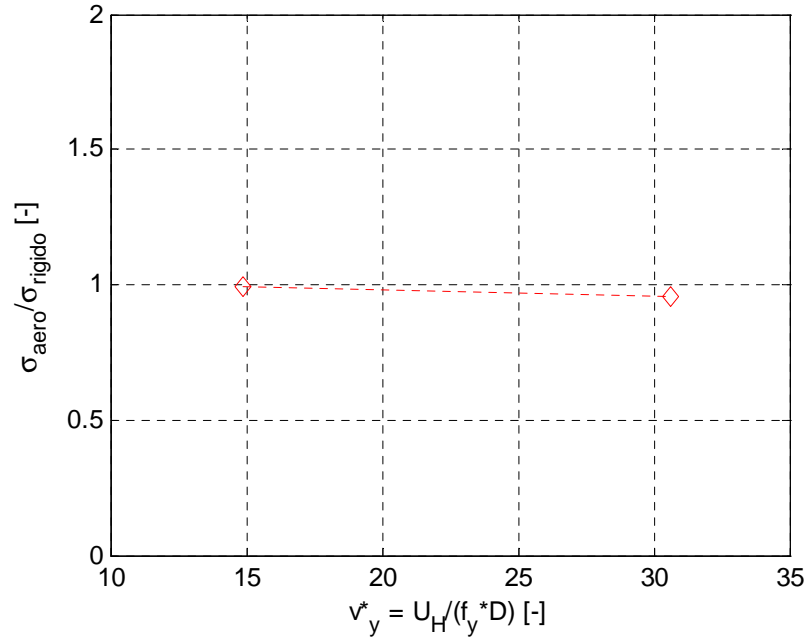


Figura 4.17: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (*cross wind*) per la prova in TF, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* al variare della velocità ridotta

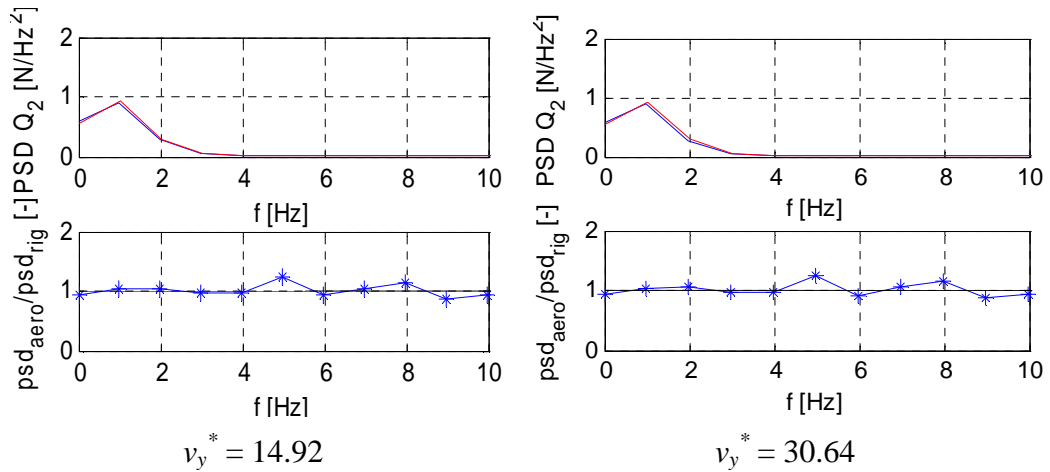


Figura 4.18: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (*cross wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in TF, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

Esposizione 0°, profilo TF, smorzamento strutturale 1%, direzione along wind

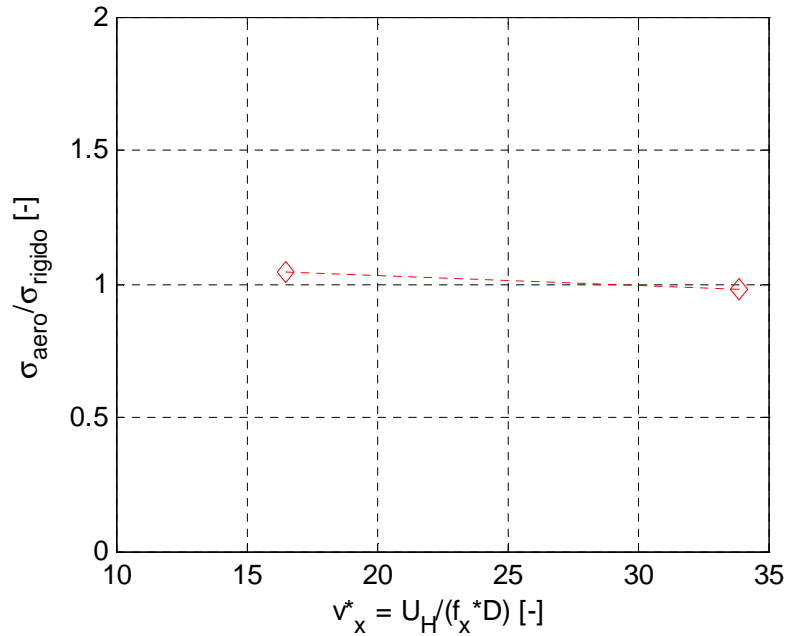


Figura 4.19: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (*along wind*) per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *along wind* al variare della velocità ridotta

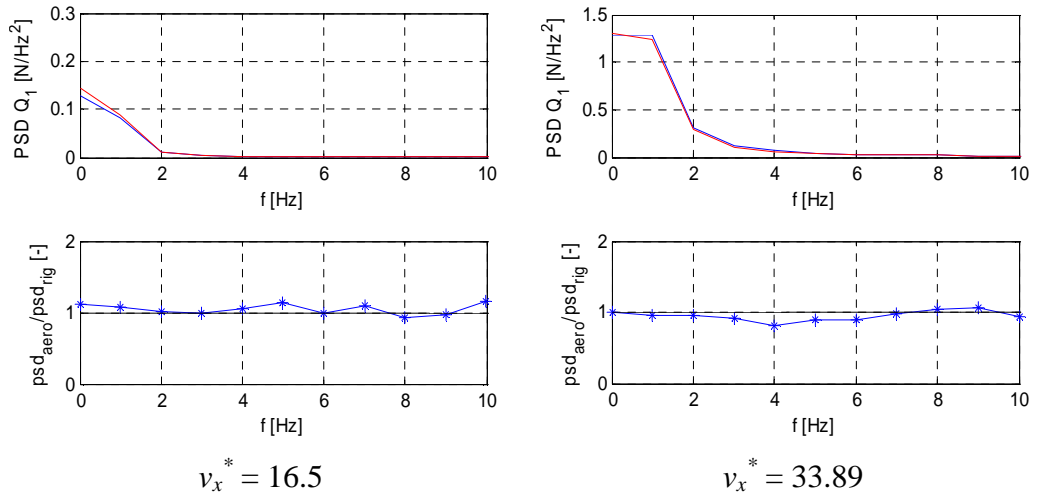


Figura 4.20: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (*along wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 0° in direzione *along wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

Per entrambe le direzioni l'indicatore si mantiene nell'intorno dell'unità (Figura 4.17 e Figura 4.19), mentre i grafici riguardanti le densità di potenza spettrale confermano la somiglianza tra i forzamenti (Figura 4.18 e Figura 4.20).

Esposizione 90°, profilo TF, smorzamento strutturale 1%, direzione cross wind

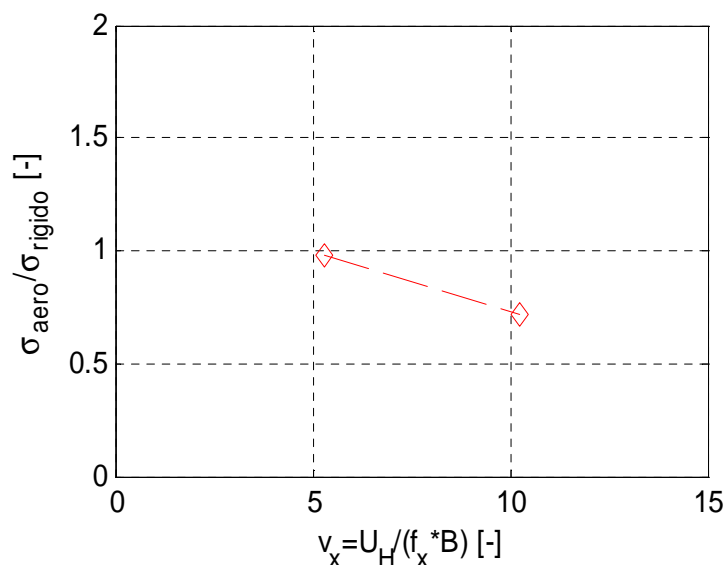


Figura 4.21: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_1 (*cross wind*) per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *cross wind* al variare della velocità ridotta

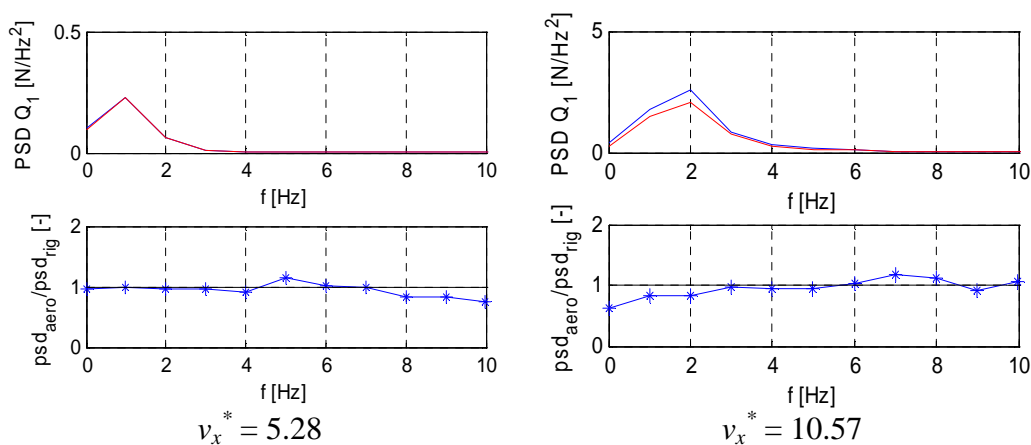


Figura 4.22: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_1 (*cross wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *cross wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

Esposizione 90°, profilo TF, smorzamento strutturale 1%, direzione along wind

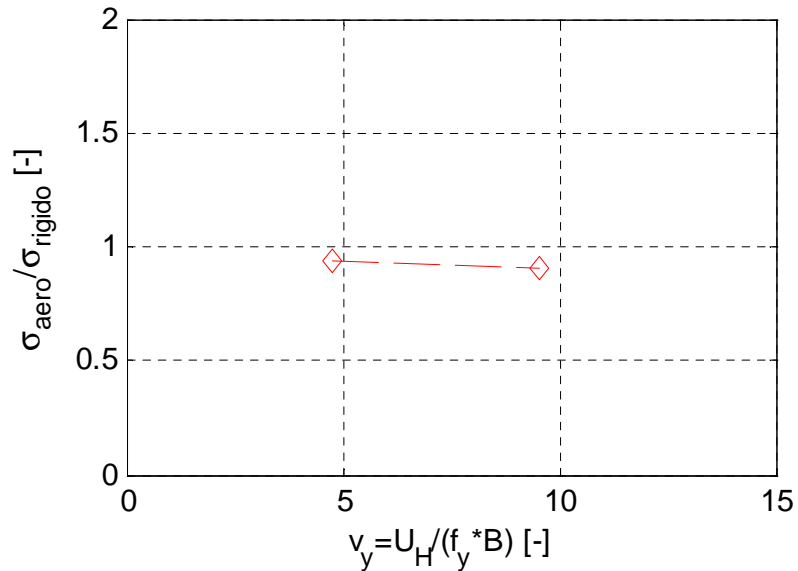


Figura 4.23: Rapporto tra le deviazioni standard di Q_2 (*along wind*) per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *along wind* al variare della velocità ridotta

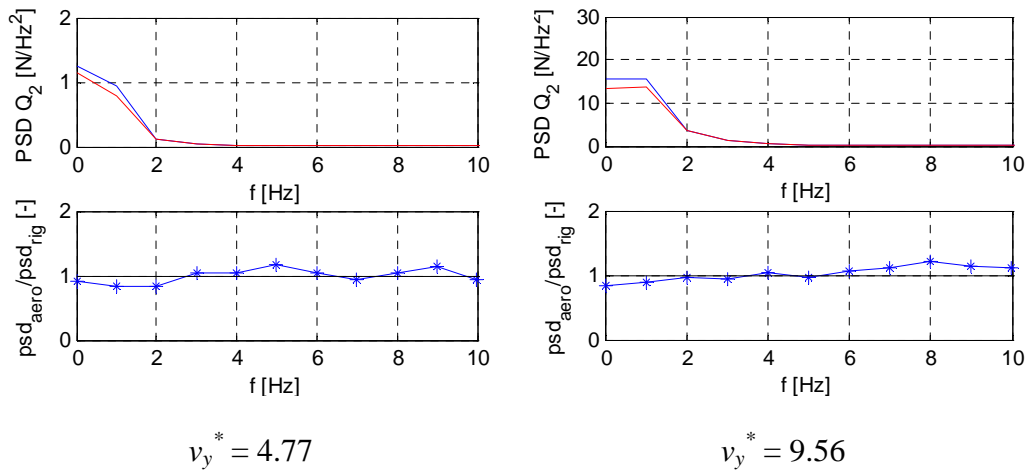


Figura 4.24: Densità di potenza spettrale (parte alta) e rapporto tra le densità di potenza spettrale delle deviazioni standard di Q_2 (*along wind*) del modello aeroelastico su rigido, per la prova in *TF*, con smorzamento strutturale dello 1% per l'esposizione 90° in direzione *along wind* al variare della frequenza per le diverse velocità ridotte testate

Per quanto riguarda l'esposizione 90° , l'indicatore per la direzione *cross-wind* (Figura 4.21) è sempre prossimo all'unità, mentre si abbassa leggermente per la seconda velocità testata. Il risultato è confermato in Figura 4.22 dalle densità di potenza spettrale. Per la direzione *along wind* (Figura 4.23 e Figura 4.24) i forzamenti sono molto simili.

Ricapitolando, è possibile affermare che, nel profilo turbolento, le analisi effettuate attraverso un esatto confronto tra i forzamenti non hanno mostrato per nessuna delle due direzioni ed esposizioni sostanziali differenze tra i forzamenti. Per il profilo *SF*, nel setup R0 gli effetti aeroelastici sono marcati anche nella forzante in particolar modo nella regione di *lock-in*. Dunque il campo di moto, oltre a modificare notevolmente la risposta, cambia sensibilmente la forzante. Questo si verifica anche dopo essersi instaurato *galloping*. I grafici delle densità di potenza spettrale hanno mostrato che gli effetti aeroelastici sono legati soprattutto alla frequenza naturale del modo corrispondente, mentre per le altre frequenze i forzamenti sono simili. Per smorzamenti strutturali più elevati (pari all'1%), le forzanti possono essere ritenute assolutamente paragonabili. L'indicatore raggiunge valori massimi di 1.5, segno di un forzamento su aeroelastico pari ad una volta e mezza il corrispondente su rigido. Questi valori vengono raggiunti ancora una volta nell'intervallo di *lock-in*.

Nel paragrafo successivo verrà analizzato l'effetto che questa differenza tra i forzamenti ha sulla risposta del sistema.

4.2 Analisi della risposta

Sollecitato dalle forzanti analizzate nel paragrafo precedente, la torre risponde secondo una funzione di trasferimento caratterizzata dai parametri strutturali e da un contributo aeroelastico che è oggetto di studio del presente capitolo.

4.2.1 *Peak factor*

In letteratura sono diversi gli stimatori proposti per ottenere informazioni in modo sintetico e veloce sul tipo di segnale che si è misurato. Tra questi i più utilizzati sono indubbiamente la deviazione standard, peraltro già utilizzata nell'analisi del forzamento, e il *peak factor*. La deviazione standard è uno stimatore della dispersione del segnale intorno al suo valor medio, mentre il *peak factor* è un indicatore di picco del segnale. Se il processo può essere considerato di tipo gaussiano, il valore assunto dal *peak factor* (g) è circa pari a 3.5 - 4, mentre se la risposta è di tipo sinusoidale vale circa 1.4. A seconda dunque, del tipo di risposta misurata è possibile capire dal valore assunto dal *peak factor* se si è in presenza di fenomeni aeroelastici. Se g vale 1.4, il segnale avrà forma sinusoidale e quindi si è in presenza di risposta di un sistema tipicamente soggetto a vibrazioni indotte da distacco di vortice o instabilità dinamica da *galloping*; se, invece, il valore assunto da g è compreso tra 3.5 - 4 il segnale è di tipo gaussiano.

Per processi gaussiani g è anche definito come [X]:

$$g = \sqrt{2\ln(|vT|)} + \frac{0.5772}{\sqrt{2\ln(|vT|)}} \quad (4.3)$$

dove v è la frequenza di zero-upcrossing [Hz] e T il periodo di riferimento del segnale considerato espresso in secondi.

Tuttavia, come anticipato, se si è in presenza di fenomeni aeroelastici, questo tipo di formulazione non può essere utilizzato per tutti i casi, mancando l'ipotesi di fenomeno gaussiano.

Rifacendosi alla definizione generale di *peak factor* [XXVII]:

$$g = \frac{(\hat{y} - \check{y})}{2\sigma} \quad (4.4)$$

si perviene ad una formulazione generale valida a priori per qualsiasi tipo di segnale, dove il valore massimo e minimo sono calcolati come:

$$\hat{y} = E(\max(y(t))|T = 10') \quad (4.5)$$

$$\check{y} = E(\min(y(t))|T = 10') \quad (4.6)$$

Ovvero il valore atteso massimo e minimo su una durata del segnale pari a 10 minuti al vero. Tuttavia, a causa della scarsa lunghezza del segnale, non si ha a disposizione un numero sufficiente di sottostorie per ottenere uno stimatore robusto della media. Pertanto si è scelto come stimatore del massimo e del minimo nel calcolo del *peak factor*, media e mediana⁹, tenendo comunque presente che la stima così effettuata è una prima approssimazione.

Di seguito sono riportati i valori del *peak factor*, calcolati a partire dai valori di media (linea nera, puntatore cerchio) e mediana (linea rossa, puntatore stella), al variare della velocità ridotta per le prove effettuate su modello aeroelastico nelle direzioni *cross* e *along-wind*.

⁹ Per calcolarli, è stato diviso il segnale in sottostorie della corrispondente lunghezza al vero di 10 minuti. Poichè la scala dei tempi è di 1/10 (modello/reale) ed essendo il segnale lungo 240 s (§ 2.2.3), le sottostorie a disposizione sono circa 4.

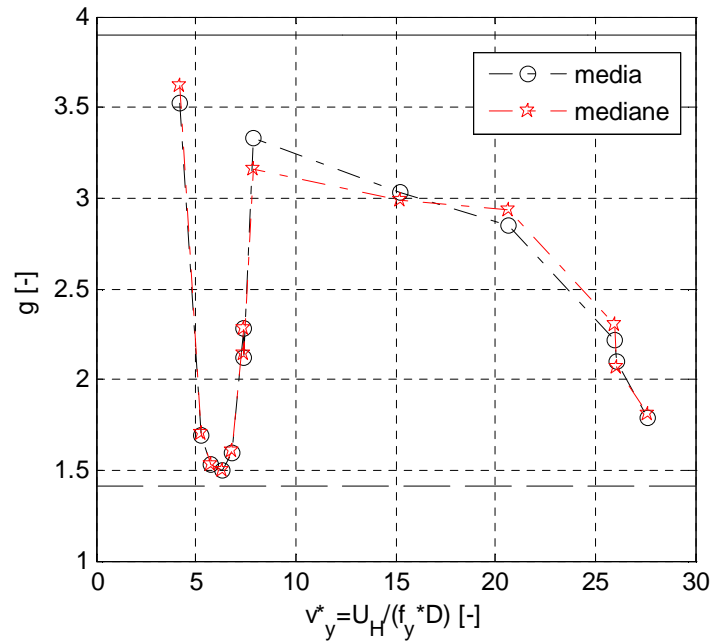


Figura 4.25: *Peak factor* in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 0°. Direzione: *cross wind*

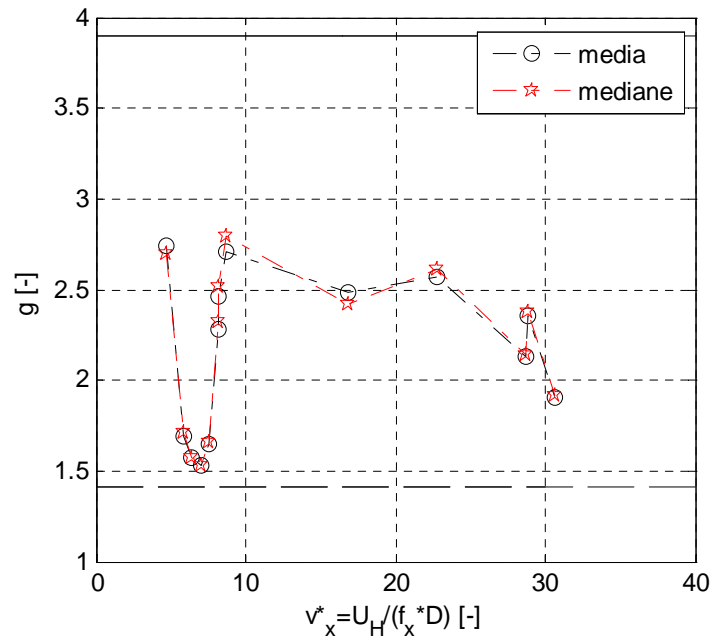


Figura 4.26: *Peak factor* in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 0°. Direzione: *along wind*

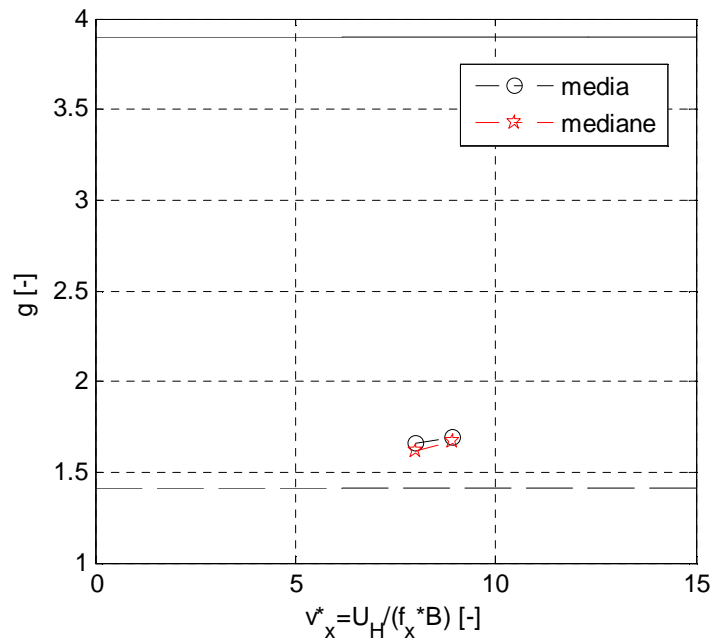


Figura 4.27: *Peak factor* in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 90° . Direzione: *cross wind*

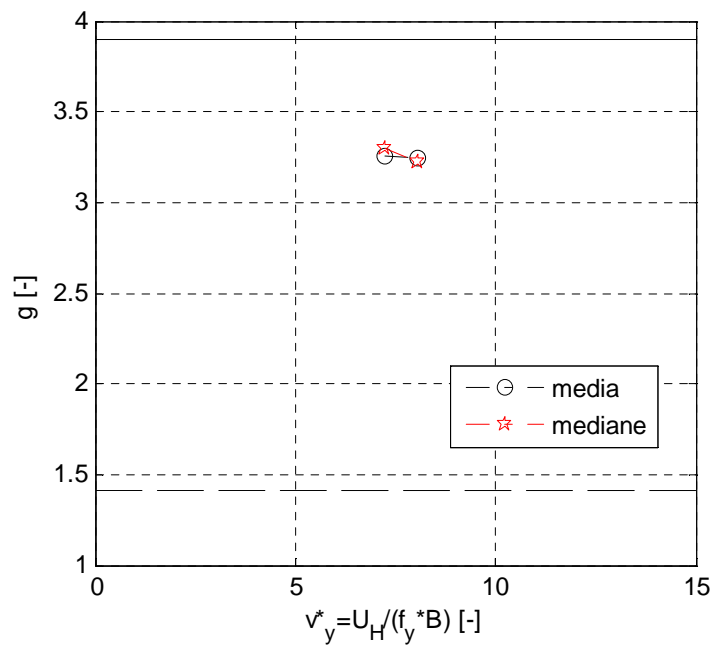


Figura 4.28: *Peak factor* in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 90° . Direzione: *along wind*

In Figura 4.25 e Figura 4.26, l'andamento del *peak factor* evidenzia benissimo la presenza dei fenomeni aeroelastici al variare della velocità del vento. Nell'intorno della velocità ridotta $v_y^*=6.6$, è visibile una gola che coincide con la regione di *lock-in*: man mano che ci si avvicina alla velocità critica, il *peak factor* raggiunge un valore di circa 1.5, tipico valore dei segnali sinusoidali. In particolare, quando si è in presenza di *lock-in*, lo spettro del segnale è fortemente caratterizzato da una singola armonica poiché la frequenza del forzamento si è sincronizzata con quella strutturale del modello nella corrispondente direzione di oscillazione. Oltre la velocità critica, il forzamento monoarmonico diminuisce e g cresce tendendo a valori tipici dei fenomeni gaussiani. Una volta superata la velocità ridotta 22, si instaura *galloping* ed il segnale in uscita è caratterizzato sempre più da una sola armonica; il *peak factor* decresce nuovamente verso 1.5.

Nella direzione *along wind*, notiamo una situazione molto simile alla direzione *cross*. Come spiegato nel precedente capitolo nel paragrafo § 3.2.3, il non perfetto disaccoppiamento dei modi di vibrare, il possibile errore nel posizionamento degli accelerometri e l'enorme differenza nella risposta per le due direzioni, motivo per il quale l'accelerometro nella direzione *along*, a causa della sua sensibilità trasversale, misura la risposta nella direzione ortogonale a quella di sua competenza, potrebbe rendere i risultati non del tutto attendibili, riproducendo la risposta già commentata per l'altra direzione. Per l'esposizione 90° (Figura 4.27), il *peak factor* indica che nella direzione *cross wind* si è in presenza di un fenomeno aeroelastico, ovvero il *lock-in*, mentre nella direzione *along* (Figura 4.28) il segnale è più vicino ad un processo gaussiano. Infine è bene evidenziare l'ottimo accordo tra i valori assunti da g , a partire dal calcolo dei valori massimi e minimi con la media (cerchi neri) e con la mediana (stella rossa), che rendono più robusta l'analisi.

Di seguito vengono riportati due storie temporali, una sinusoidale e un'altra gaussiana.

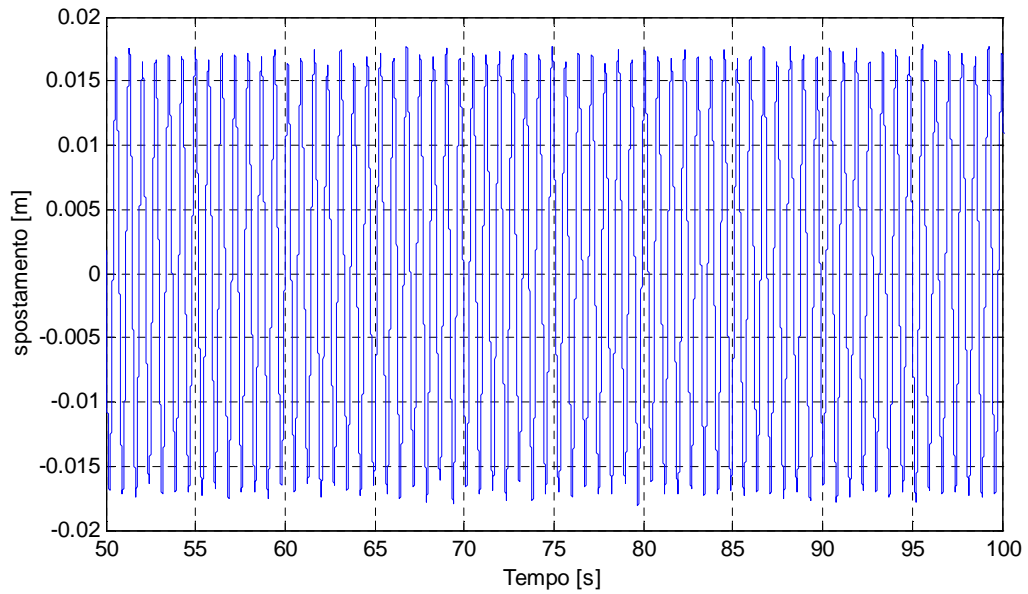


Figura 4.29: Storia temporale della risposta del sistema nella zona di *lock-in*. $g=1.5$

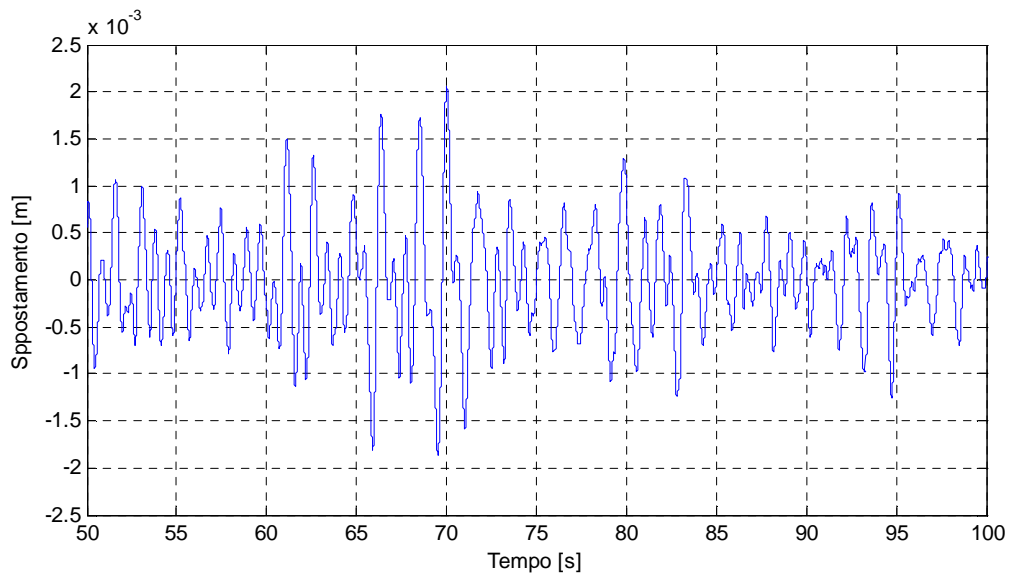


Figura 4.30: Storia temporale di un segnale tipicamente gaussiano. $g=3.5$

Passando al setup R1, di seguito sono riportati i valori assunti da g al variare della velocità ridotta per le due esposizioni e direzioni, prima in flusso *smooth* e poi *turbulent*.

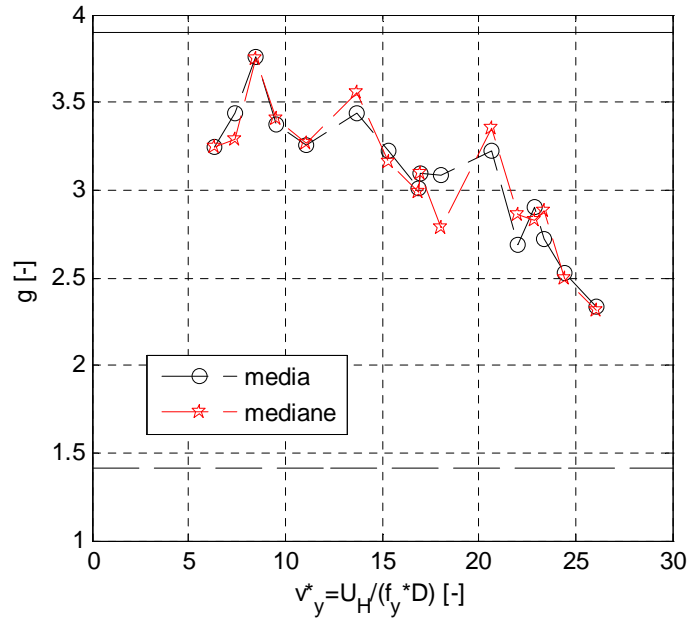


Figura 4.31: *Peak factor* in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R1 per l'esposizione 0° . Direzione: *cross wind*

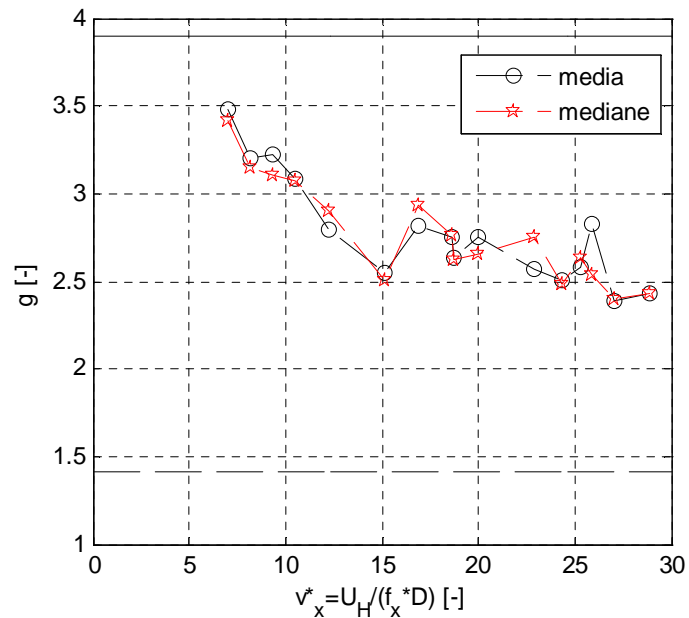


Figura 4.32: *Peak factor* in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R1 per l'esposizione 0° . Direzione: *along wind*

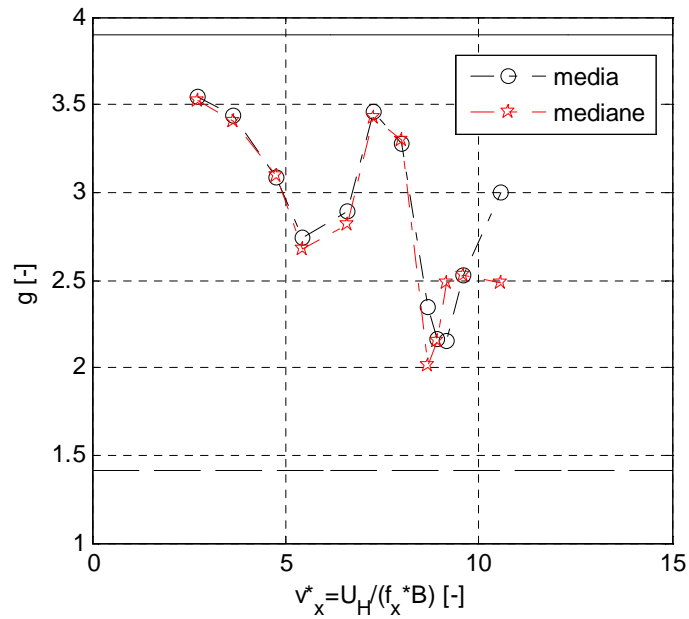


Figura 4.33: *Peak factor* in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in *SF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

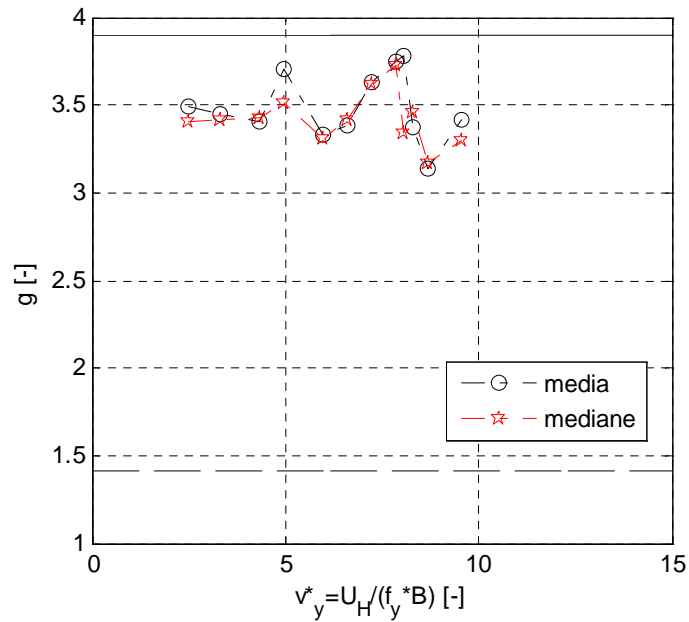


Figura 4.34: *Peak factor* in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in *SF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

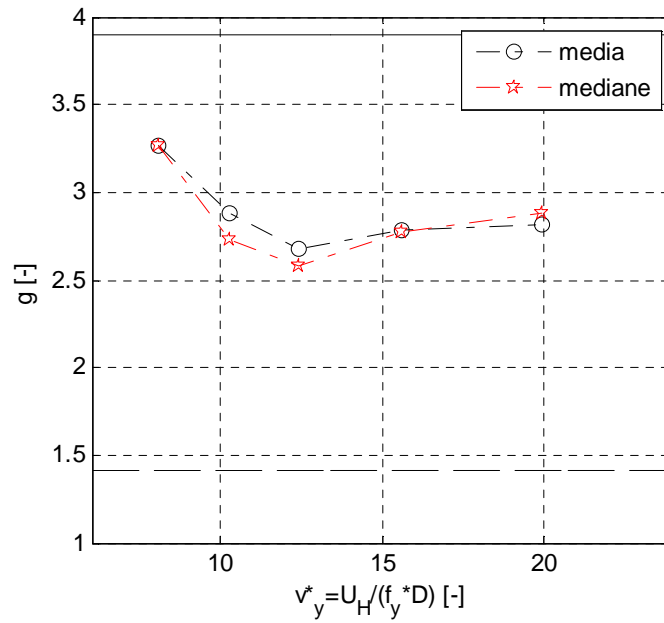


Figura 4.35: Peak factor in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in TF, con setup R1 per l'esposizione 0° . Direzione: *cross wind*

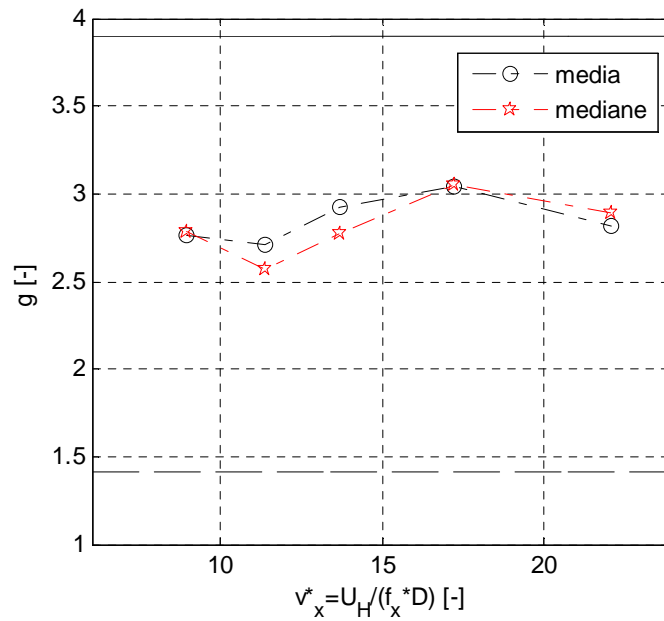


Figura 4.36: Peak factor in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in TF, con setup R1 per l'esposizione 0° . Direzione: *along wind*

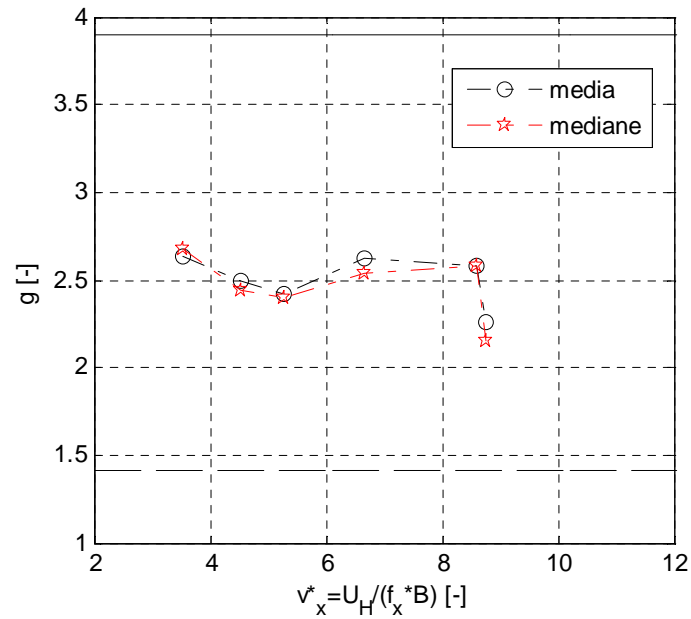


Figura 4.37: *Peak factor* in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

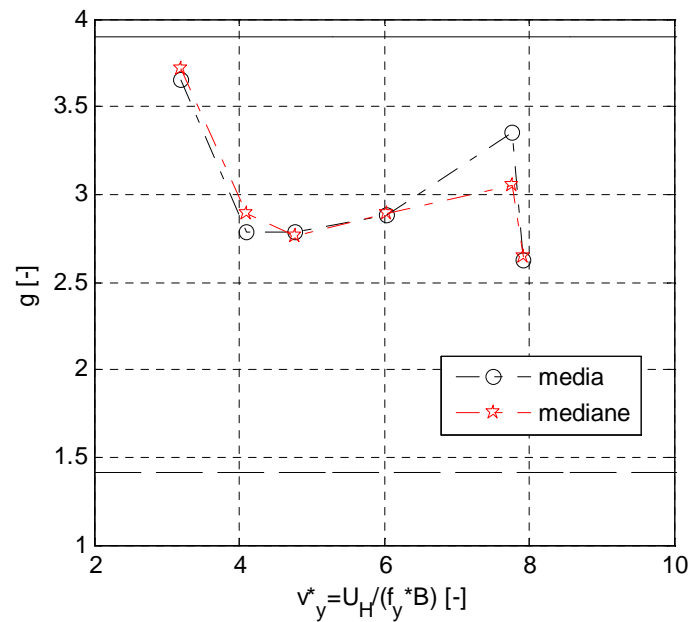


Figura 4.38: *Peak factor* in funzione della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

Per l'esposizione 0° (Figura 4.31 e Figura 4.32), il *peak factor* decresce linearmente. Nella direzione *cross wind*, come già detto in precedenza, il *peak factor* non evidenzia la prima regione di *lock-in* assumendo valori tipici di segnali gaussiani. Oltre la seconda velocità critica ($v^*_y=22$), invece, il *peak factor* decresce con pendenza maggiore. Nell'altra esposizione 90° , la direzione *cross-wind* (Figura 4.33) è caratterizzata da un fattore g che individua la regione di *lock-in* per la velocità ridotta 8.7 riproducendo la gola già commentata per il caso con smorzamento strutturale inferiore. Nella direzione *along-wind*, riportata in Figura 4.34, non sono presenti fenomeni aeroelastici particolari e il *peak factor* non si discosta molto dai valori gaussiani. Passando al regime turbolento, riportato da Figura 4.35 a Figura 4.38, per entrambe le esposizioni il *peak factor* assume valori compresi tra 2.5 e 3 non mostrando nessun andamento particolare e, quindi, nessun fenomeno caratteristico.

4.2.2 Deviazioni standard delle risposte

Nella seconda parte del paragrafo verrà analizzata la risposta in modo più dettagliato a partire dalle deviazioni standard delle risposte ottenute su modello aeroelastico e simulate su modello numerico rigido. Le conclusioni alle quali giungeremo, saranno, ovviamente, le medesime ottenute dal commento del fattore di picco. Ciò che si vuole far emergere dalla presente analisi è che le differenze nelle risposte tra i due modelli siano di entità superiore rispetto alla differenza valutata nella forzante. L'ipotesi che sta alla base dello studio consiste, appunto, nel dimostrare che una eventuale piccola differenza valutata tra il forzamento aeroelastico e il corrispondente privo degli effetti moto-indotti, sia esaltata dalla struttura. Se così fosse, come già parzialmente dimostrato per quanto riguarda il forzamento, sarà possibile simulare numericamente la risposta della torre sotto l'azione della forzante eolica priva degli effetti aeroelastici, aggiungendo al modello numerico della torre uno smorzamento aerodinamico.

Definiamo, come fatto per l'analisi delle forzanti, il rapporto tra la deviazione standard dello spostamento del modello aeroelastico su quella del modello rigido come indicatore della presenza di effetti aeroelastici

$$\frac{\sigma_q \text{aero}}{\sigma_q \text{rigido}} \quad (4.7)$$

A seconda del valore assunto dall'indicatore, gli effetti aeroelastici potranno essere smorzanti o amplificanti. In particolare modo:

1. $\frac{\sigma_q \text{aero}}{\sigma_q \text{rigido}} > 1 \Rightarrow$ effetto aeroelastico amplificante;
2. $\frac{\sigma_q \text{aero}}{\sigma_q \text{rigido}} \cong 1 \Rightarrow$ effetto aeroelastico assente;
3. $\frac{\sigma_q \text{aero}}{\sigma_q \text{rigido}} < 1 \Rightarrow$ effetto aeroelastico smorzante.

Come fatto per l'analisi sul forzamento nel paragrafo §4.1 verrà seguito lo stesso ordine nell'analisi delle varie casistiche, partendo dall'esposizione 0° per il setup con smorzamento dello 0.44% in condizioni di flusso *smooth*.

Esposizione 0° , profilo SF, smorzamento strutturale 0.44%, direzione cross wind

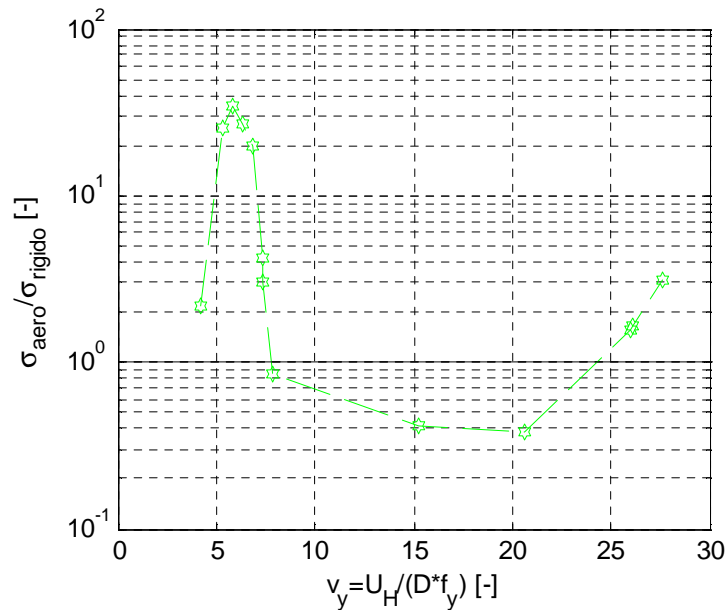


Figura 4.39: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 0° . Direzione: *cross wind*

Dalla Figura 4.39, in scala semilogaritmica, emerge come nell'intervallo di *lock-in* le ampiezze raggiunte dal modello aeroelastico siano decisamente superiori rispetto a quelle del rigido nelle zone dove sono presenti fenomeni aeroelastici. Nell'analisi condotta sul forzamento per il seguente caso, riportata in Figura 4.1,

il rapporto tra i forzamenti raggiunto nella regione di *lock-in* vale 3.5. Nella risposta la differenza è ben dieci volte maggiore; ciò significa che a fronte di una variazione nel forzamento di 3 volte e mezzo corrisponde un'amplificazione della risposta 35 volte maggiore. Dunque un modesto incremento nel forzamento può causare ampiezze di oscillazione molto elevate a causa della forte non linearità del fenomeno. Oltre il *lock-in* il rapporto tra le risposte scende ben al di sotto dell'unità, indice di un effetto smorzante nella risposta sperimentale. Oltre la velocità ridotta 22, le ampiezze dello sperimentale tendono ad aumentare, tuttavia i valori raggiunti dall'indicatore sono molto inferiori rispetto a quelli corrispondenti alla zona di sincronizzazione delle frequenze del forzamento e del sistema. Sempre dall'analisi del forzamento, Figura 4.1, il rapporto tra i forzamenti nella zona di *galloping* assume un valore pari a 2: lo stesso valore è raggiunto dall'indicatore delle risposte. Ciò significa che a fronte di un forzamento doppio corrisponde una variazione nella risposta dello stesso valore. Questo incremento induce a pensare ad una linearità nel fenomeno verificato.

Esposizione 0°, profilo SF, smorzamento strutturale 0.44%, direzione along wind

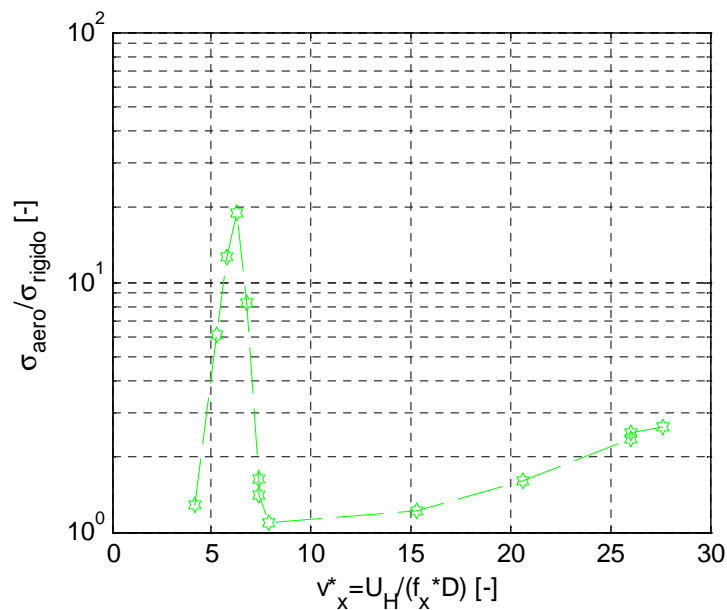


Figura 4.40: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 0°. Direzione: *along wind*

La Figura 4.40, in scala semilogaritmica, relativa alla risposta in direzione *along-wind* fornisce informazioni non attendibili per il problema sulla misura già espresso precedentemente.

Esposizione 90°, profilo SF, smorzamento strutturale 0.44%, direzioni cross e along-wind

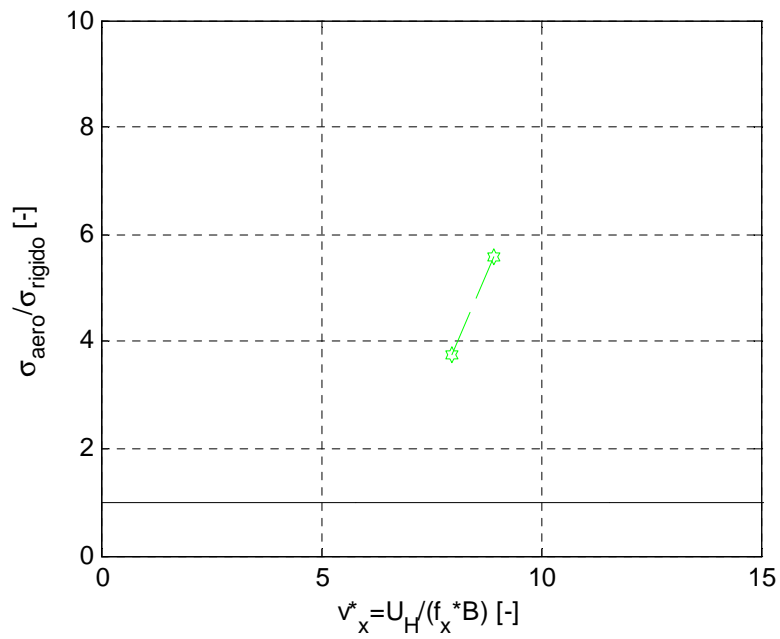


Figura 4.41: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

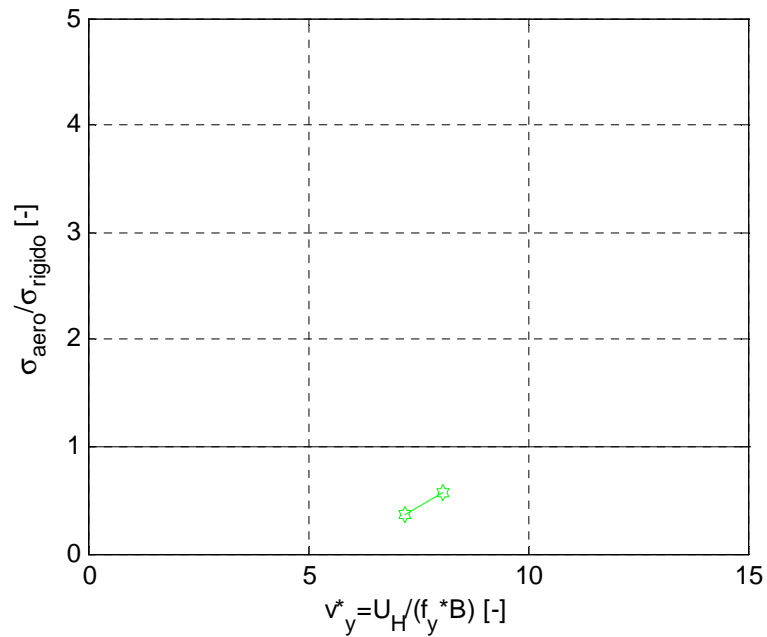


Figura 4.42: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

Nella direzione *cross wind*, la Figura 4.41 mostra un indicatore superiore all'unità, indice di effetti aeroelastici amplificanti. La tendenza sembra essere in aumento con la velocità.

La Figura 4.42 riguardante il caso *along wind*, mostrano un indicatore inferiore allo 1 e quindi una risposta del rigido maggiore dell'aeroelastico.

Le analisi di seguito proposte si riferiscono alle prove eseguite con smorzamento strutturale dell'1%. Date simili condizioni per quel che riguarda gli angoli di esposizione e il setup, i risultati nei due profili di vento sono stati condensati nelle stesse figure.

Esposizione 0° , profilo SF e TF, smorzamento strutturale 1%, direzione cross-wind

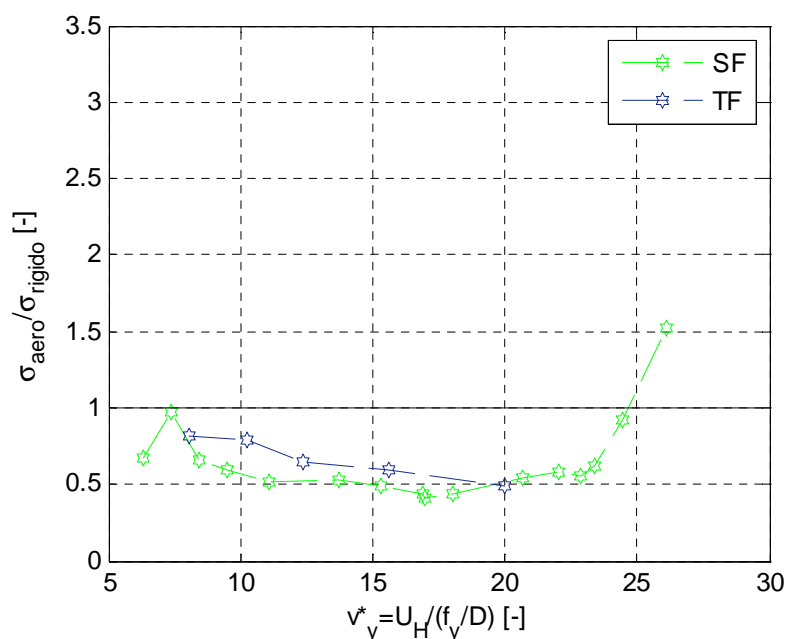


Figura 4.43: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF (linea verde) e con surrounding (I) in TF (linea blu), con setup R1 per l'esposizione 0° . Direzione: *cross wind*

A differenza del setup R0, gli effetti aeroelastici sono notevolmente diminuiti a causa dell'incremento di smorzamento strutturale e la conseguente diminuzione delle ampiezze di oscillazione. Nella Figura 4.43, per il caso SF (linea verde), si nota come nell'intorno della regione di *lock-in*, in prossimità di $v_y^* = 6$, il rapporto tra i forzamenti sia circa pari ad uno, mentre, per velocità maggiori, l'indicatore rimanga sempre al di sotto dell'unità sottintendendo un effetto smorzante. Oltre la seconda velocità ridotta critica ($v_y^* = 22$), per l'interazione tra *galloping* e *lock-in*, l'indicatore cresce superando l'unità. Nel profilo turbolento, mostrato dalla linea blu, l'indicatore si mantiene al di sotto dell'unità con un andamento decrescente indice, quindi, di effetti aeroelastici smorzanti.

Esposizione 0°, profilo SF e TF, smorzamento strutturale 1%, direzione along-wind

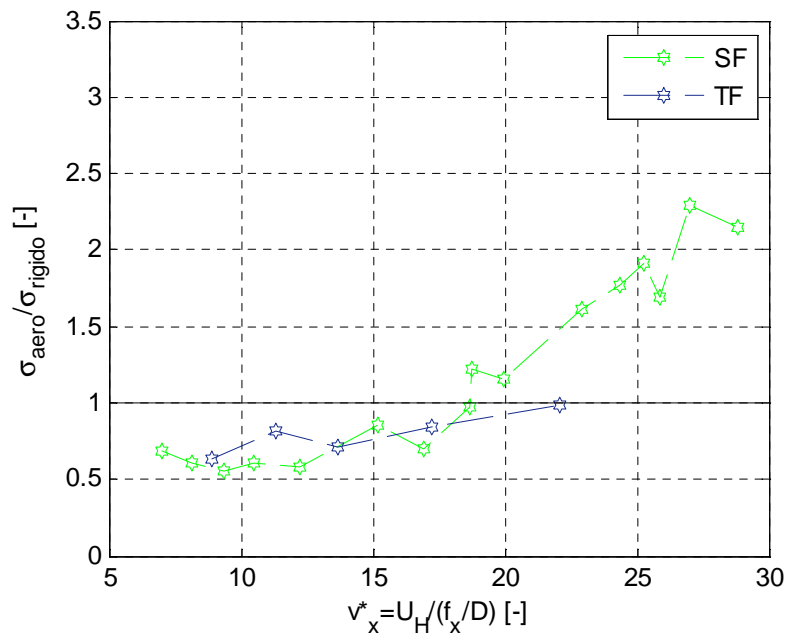


Figura 4.44: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in *SF* (linea verde) e con surrounding (I) in *TF* (linea blu), con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: *along wind*

In Figura 4.44, il caso *SF* (linea verde) mostra un indicatore che parte da 0.6 ed ha un andamento lineare crescente fino a raggiungere valori circa pari a 2.3. Per le velocità più basse l'effetto è smorzante mentre al crescere della velocità l'effetto sembra divenire via via amplificante. Considerazioni analoghe possono essere fatte per il caso turbolento (linea blu); l'andamento dell'indicatore è lineare ma con pendenza minore rispetto allo *SF*.

Esposizione 90°, profilo SF e TF, smorzamento strutturale 1%, direzione cross-wind

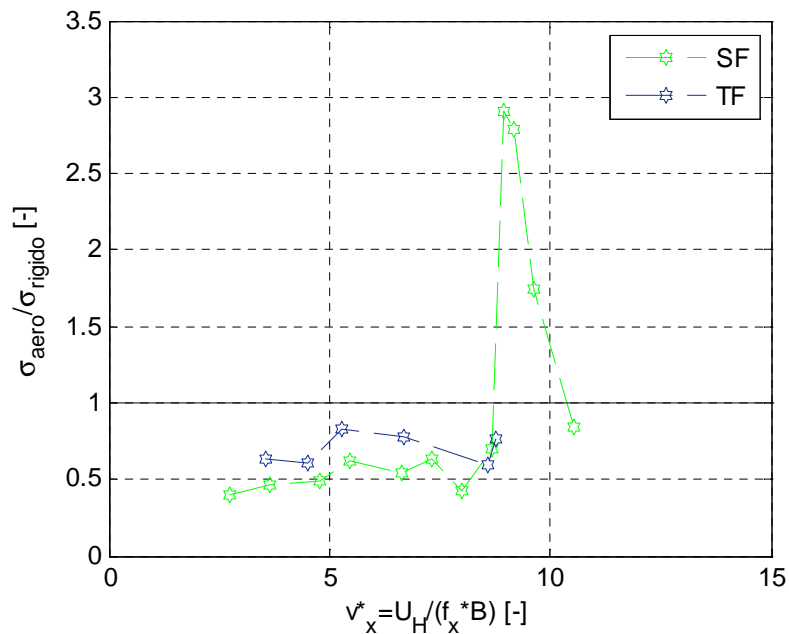


Figura 4.45: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF (linea verde) e con surrounding (I) in TF (linea blu), con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: cross wind

Nella direzione *cross-wind* (Figura 4.45), nel caso SF (linea verde), il rapporto tra le deviazioni standard per le basse velocità si mantiene costante a 0.5, indice di un effetto smorzante. In prossimità della regione di *lock in*, relativa a questo angolo di incidenza, l'indicatore cresce improvvisamente fino al valore 3 per poi decrescere alla fine della regione critica. Il rapporto tra i forzamenti aveva indicato una differenza a favore del forzamento calcolato su modello aeroelastico pari a 1.5, dunque, anche in questa situazione, il rapporto tra le ampiezze raggiunte è doppio rispetto al rapporto tra i forzamenti a rafforzare ancora una volta la non linearità del fenomeno del *lock-in*.

Per il profilo turbolento (rappresentato in Figura 4.45, linea blu), per forzamenti molto simili si hanno risposte su aeroelastico inferiori rispetto a quelle ottenute dalle simulazioni su rigido.

Esposizione 90°, profilo SF e TF, smorzamento strutturale 1%, direzione along-wind

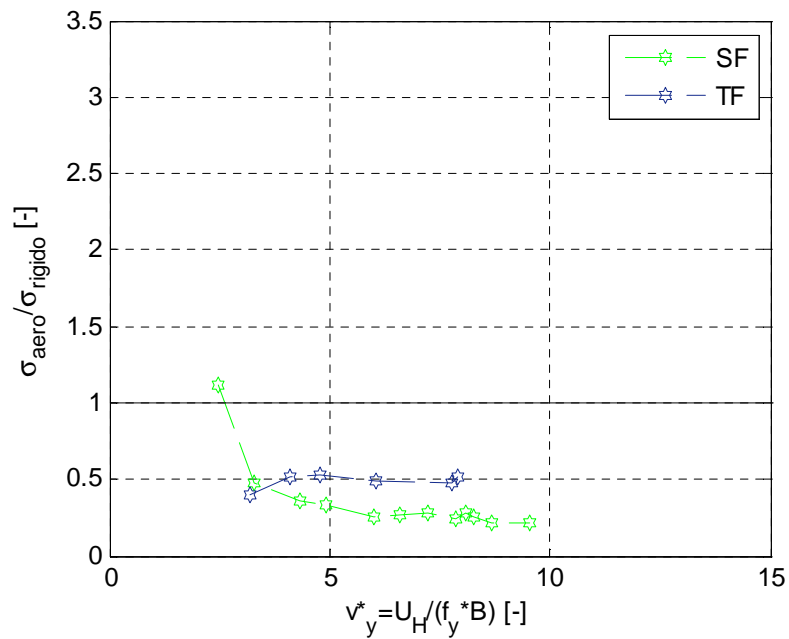


Figura 4.46: Rapporto tra le deviazioni standard degli spostamenti al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico con contesto isolato (S) in SF (linea verde) e con surrounding (I) in TF (linea blu), con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

Le prove in SF (Figura 4.46, linea verde) mostrano un indicatore decrescente con la velocità e molto inferiore a 1, indice di effetti aeroelastici smorzanti. Il profilo turbolento (linea blu), è rappresentato da un indicatore maggiore rispetto a corrispondente in flusso *smooth*, ma sempre al di sotto dell'unità. Quest'ultimo pare restare costante al variare della velocità ridotta.

4.3 Valutazione dei parametri aerodinamici

Nel confronto tra le risposte valutate su modello aeroelastico e simulate su modello rigido, già trattate nel paragrafo § 3.3, sono emerse delle differenze nelle ampiezze di oscillazione e, in piccola parte, nella frequenza alla quale nascono vibrazioni indotte da distacco di vortici (Figura 3.29, riferita alla direzione *cross wind*, nell'esposizione 90° , in *SF* con setup R1). Quan e Gu in [XVIII], Marukawa in [XVI], Kareem [XIV], Vickery e Steckley in [XXVII] e [XXIX] attraverso diverse tecniche hanno proposto metodi di valutazione o stimato il contributo di smorzamento aerodinamico per modelli aeroelastici testati in galleria del vento su prismi rettangolari e quadrati. Lo studio della variazione in frequenza non ha trovato molto spazio in letteratura sia perché le variazioni sono di modesta entità sia perché il suo effetto nella risposta è poco apprezzabile.

4.3.1 Analisi della variazione di frequenza

Il problema del cambio di frequenza dei corpi immersi in un fluido si verifica principalmente o per corpi soggetti a *flutter* o immersi in acqua. Il *flutter* è una particolare forma di instabilità per cui le frequenze caratteristiche di due modi di vibrare, tipicamente uno associato ad una deformata flessionale e l'altro torsionale, tendono ad avvicinarsi al crescere della velocità del fluido, fino a coincidere e mandando quindi il sistema in instabilità con un moto risultante dalla combinazione lineare dei due modi coinvolti. Nelle sperimentazioni su corpi immersi in acqua si sono osservati cambi di frequenza non associabili ad instabilità da *flutter*. Ciò che avviene è che al crescere della velocità del fluido, nella regione di *lock-in*, l'interazione fluido-sistema fa sì che parte della massa di fluido circostante il corpo, partecipi al moto di quest'ultimo, aumentandone la massa complessiva e diminuendo così la frequenza di oscillazione. In virtù di ciò che è stato appena affermato saremmo portati a pensare che il modello del prisma in studio cambi la frequenza di oscillazione massima per una di queste due cause. Tuttavia il modello non va in instabilità da *flutter*, come affermato in

[XIX] e [XXI], e per poter avere un apprezzabile cambio di frequenza dovuto all'effetto della massa aggiunta, il volume d'aria coinvolto nel moto del palazzo dovrebbe essere considerevole (circa 3 m^3 di aria modello). Come affermato da Steckley in [XXVII], riteniamo che la variazione di frequenza sia dovuta a forze di campo dipendenti dallo spostamento e che il loro effetto sia di piccola entità.

Valutare la frequenza di massima oscillazione di un sistema non necessita di tecniche particolari; la lettura dello spettro del segnale di risposta fornisce in modo semplice ed immediato tutte le informazioni riguardanti il suo contenuto armonico. Tuttavia, le frequenze verranno lette dalla densità di potenza spettrale e non direttamente dallo spettro della trasformata di Fourier perché il segnale è particolarmente rumoroso e, in molti casi, non è chiaro quale sia il picco di oscillazione massimo. L'uso della PSD, la quale comporta una operazione di media su diverse finestre temporali del segnale, risolve questo problema ma, per contro, ne diminuisce la risoluzione in frequenza, peraltro già piuttosto grande. Tuttavia, a questo punto, si trova che la variazione di frequenza del sistema è di un ordine di grandezza simile a quello della risoluzione della PSD. Come vedremo a breve, l'analisi può comunque essere effettuata seppur in modo limitato.

Partendo dal setup R0, nelle figure seguenti è mostrato l'andamento del rapporto tra la frequenza di massima oscillazione e la frequenze strutturale misurata in aria ferma del modo considerato al variare della velocità ridotta, per le risposte in accelerazione *cross* ed *along-wind*.

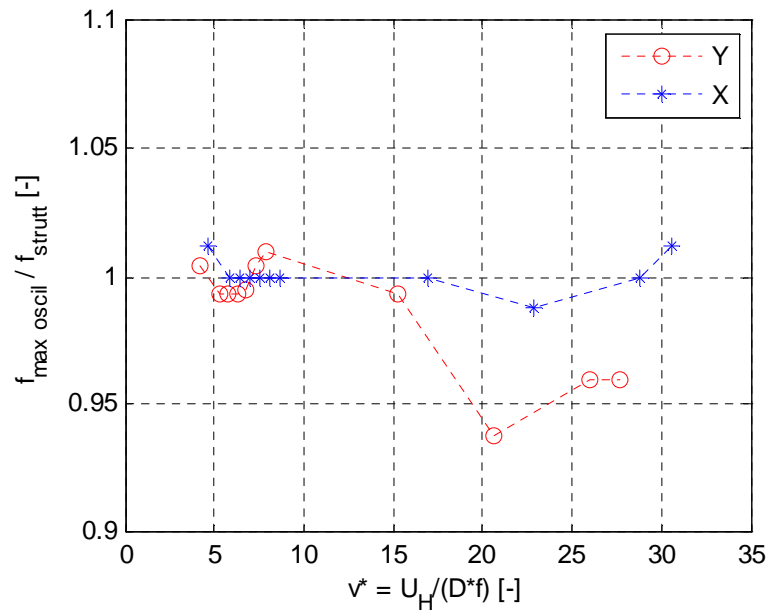


Figura 4.47: Rapporto tra la frequenza di massima oscillazione e la frequenza strutturale in aria ferma nelle due direzioni al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 0° .

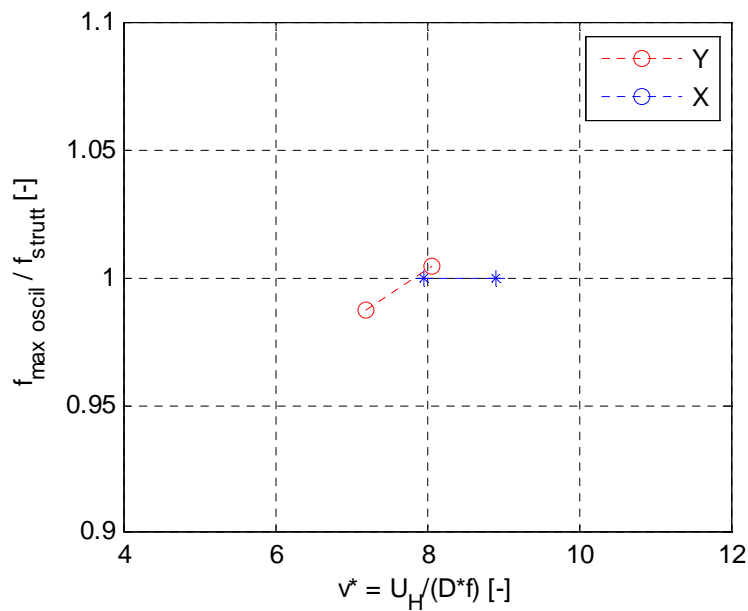


Figura 4.48: Rapporto tra la frequenza di massima oscillazione e la frequenza strutturale in aria ferma nelle due direzioni al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 90° .

Il rapporto per l'esposizione 0° (Figura 4.47) rimane all'incirca pari ad uno per la frequenza in X (direzione *along-wind*, linea blu). Nella direzione Y (linea rossa), invece, è possibile notare il range di *lock-in*, compreso tra le velocità ridotte 5 e 9, dove il rapporto decresce leggermente, mentre oltre la velocità ridotta 15 si abbassa al massimo del 5%. Per l'esposizione 90° (Figura 4.48) nelle due prove effettuate il rapporto è praticamente unitario per entrambe le direzioni, ma completiamo il caso riportando le prove fatte con setup R1.

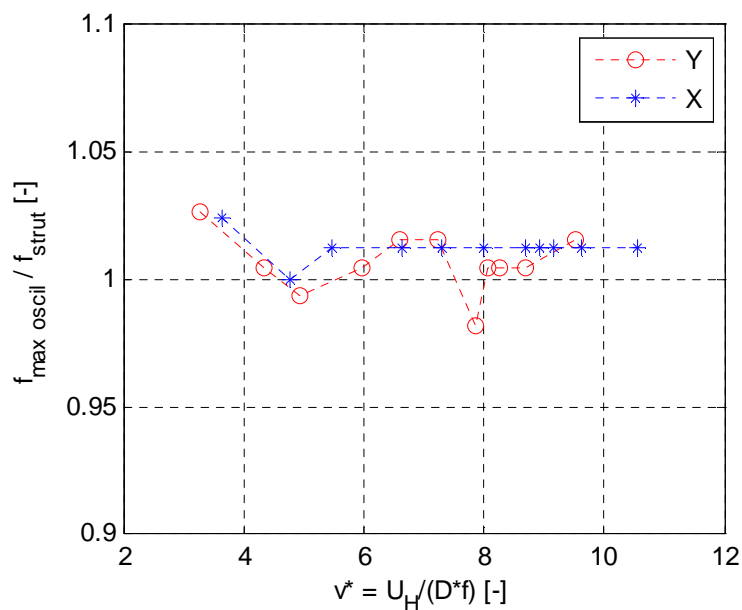


Figura 4.49: Rapporto tra la frequenza di massima oscillazione e la frequenza strutturale in aria ferma nelle due direzioni al variare della velocità ridotta. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R1 per l'esposizione 90° .

Possiamo concludere che nell'esposizione 90° non ci sono particolari cambi di frequenza al variare della velocità del vento, come visibile in Figura 4.49.

Ci concentriamo allora sul caso precedente (Figura 4.47) dove si è notata per la direzione *cross-wind* (linea rossa) una variazione di frequenza alle velocità elevate.

Per stimare in modo più preciso la variazione di frequenza sono state utilizzate tecniche di identificazione in grado di estrarre risposte di tipo decay con frequenza e smorzamento influenzati dal campo di moto da un sistema meccanico soggetto ad una forzante stazionaria, random e a media nulla. Due

dei metodi più comunemente usati in questo campo sono la *Random Decrement Technique (RDT)* e la *Natural Excitation Tecnique (NEXT)*. Entrambi i metodi lavorano nel dominio del tempo e si basano sull'ipotesi per cui la risposta di un sistema soggetto ad una forzante del tipo prima descritto, è composta da tre diversi contributi:

$$x_{tot} = x_{x_0} + x_{\dot{x}_0} + x_F \quad (4.8)$$

x_{x_0} è la parte di spostamento dovuto alla condizione iniziale sullo spostamento, $x_{\dot{x}_0}$ è quella dovuta alla condizione iniziale sulla velocità e x_F quella dovuta alla forzante. Suddividendo il segnale in numerose sottostorie e mediandole tra loro, $x_{\dot{x}_0}$ e x_F si annullano perché di fase opposta o casuale, mentre x_{x_0} rimane diversa da zero. Una schematizzazione di quanto appena affermato è riportata in Figura 4.50

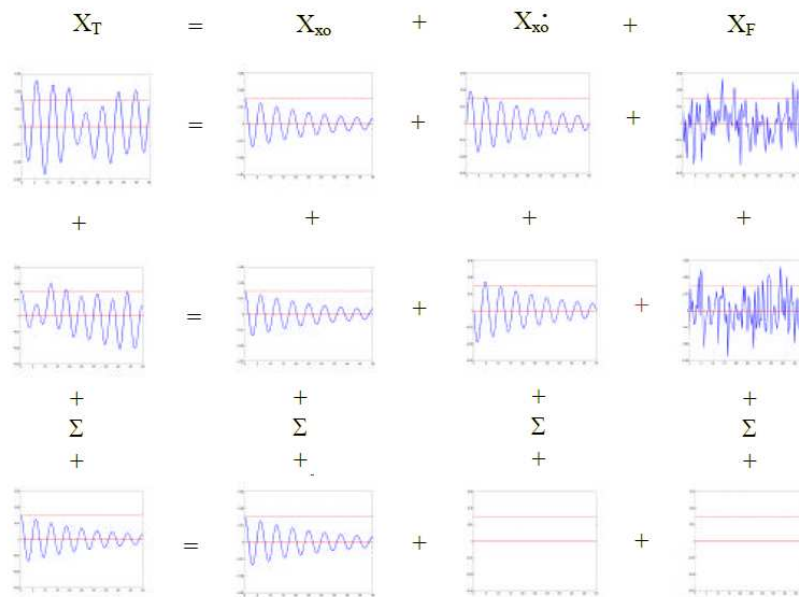


Figura 4.50: Schema concettuale della RDT [XIV]

La *NEXT*, per la cui trattazione dettagliata rimandiamo a [II], estrae il decay facendo l'autocorrelazione del segnale, mentre la *RDT*, fissato un livello di taglio, il segno della pendenza del tratto iniziale e la lunghezza della sottostoria, suddivide il segnale di partenza in numerose sottostorie per poi mediarle. Per la *RDT* rimandiamo a [XIII, XXVI] per una descrizione più approfondita. Una

volta estratto il decay, è possibile stimare frequenza e smorzamento con la trasformata di Hilbert [III] o altri metodi (decremento logaritmico, ecc.). Queste tecniche funzionano tanto meglio quanto maggiore è il numero di medie che è possibile effettuare per poter annullare il contributo dovuto alla velocità iniziale e alla forzante random. Le storie a disposizione sono sufficientemente lunghe per soddisfare quest'ipotesi anche se non in maniera del tutto esaustiva.

Di seguito è riportato il rapporto tra la frequenza stimata con le due tecniche e la frequenza strutturale misurata in aria ferma, al variare della velocità ridotta per l'esposizione 0° , direzione *cross wind* (Y) e smorzamento strutturale più basso.

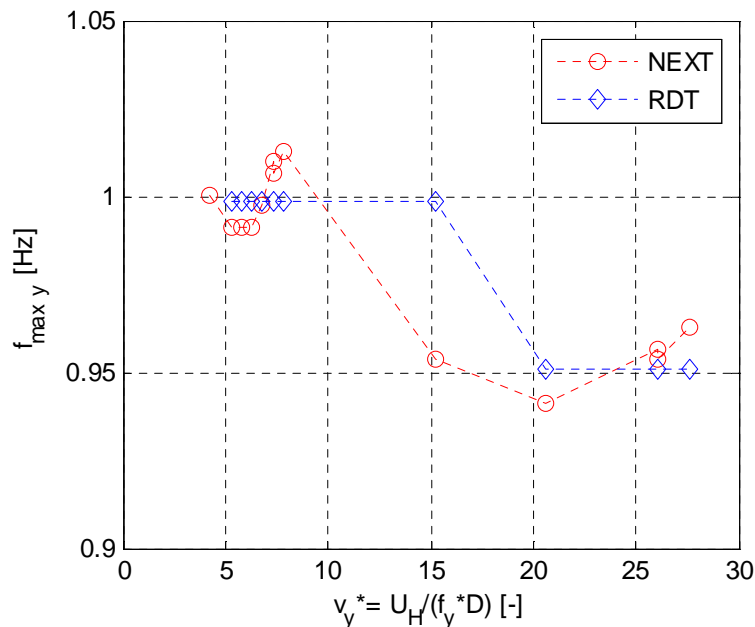


Figura 4.51: Frequenze di massima oscillazione stimate dalla *RDT* e *NEXT*. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in *SF*, con setup R0 per l'esposizione 0° .
Direzione Y *cross wind*

Nella Figura 4.51, la *NEXT* (linea rossa) propone un andamento delle frequenze molto interessante: nella regione di *lock-in* ($v_y^*=6.6$), la frequenza si abbassa leggermente proprio a causa della sincronizzazione della frequenza di distacco di vortice con quella strutturale del sistema. Ai margini della zona di *lock-in* invece, paiono esserci piccoli effetti di rigidità aggiunta che aumentano la frequenza complessiva. A differenza della stima dalla densità di potenza spettrale (figura 4.54), quella effettuata dalla *NEXT* anticipa l'abbassamento della frequenza prima della velocità ridotta 15. Il risultato della *RDT* è, invece,

poco considerevole: i valori assunti dalla frequenza al variare della velocità del vento sono solamente, 1.365 e 1.3: ciò accade perché per poter mediare molte volte è stato fissato un numero di punti piuttosto piccolo e quindi una lunghezza delle sottostorie corta. In questo modo, il rumore può essere meglio eliminato ma, come per il caso della PSD, la risoluzione in frequenza rimane penalizzata. Per la *NEXT* ciò non avviene perché l'autocorrelazione di un segnale ha un numero di punti praticamente doppio rispetto al segnale stesso e quindi una risoluzione in frequenza addirittura dimezzata rispetto allo spettro.

4.3.2 Analisi e stima dello smorzamento aerodinamico

L'effetto che lo smorzamento aerodinamico ha nella risposta è di primaria importanza nella progettazione degli edifici alti. Molti sono i tentativi di trovare modelli empirici per questo parametro che è stato ampiamente dimostrato dipendere in modo non lineare dalla velocità del flusso e dall'ampiezza di oscillazione. La carente conoscenza del fenomeno, la complessità delle tecniche di stima di parametri non lineari e, soprattutto, le ridotte vibrazioni raggiunte dagli edifici al vero hanno indirizzato gli studi ad assumere di secondaria importanza la dipendenza dello smorzamento aerodinamico dall'ampiezza di oscillazione. Nel presente studio verranno stimati gli smorzamenti aerodinamici con diverse tecniche al variare della velocità del flusso trascurando la dipendenza dall'ampiezza di oscillazione.

$$h_{tot}(U_{wind}) = h_s + h_{aer}(U_{wind}) \quad (4.9)$$

I metodi usati per la stima dello smorzamento sono: la già anticipata *RDT* e *NEXT*, il filtro di Kalman esteso (*EKF*) e la funzione di trasferimento tra momento in fondazione e accelerazione al top [XXVII].

Il filtro di Kalman nasce come osservatore per sistemi di cui si necessita ma non si dispone di tutte le variabili di stato. La sua versione estesa, riportata dettagliatamente in [IV] e [XXV], oltre ad effettuare la stima delle variabili di stato permette anche la stima di parametri del sistema incogniti. Nel presente studio è stata utilizzata la versione in tempo continuo che permette di tenere più

facilmente sotto controllo i parametri da stimare e perché non è previsto nessun tipo di interfaccia con sistemi digitali. L'utilizzo dell'*EKF* necessita del modello matematico del sistema che in questo studio è quello ricavato nel capitolo 3. L'equazione in forma modale per un singolo grado di libertà è:

$$\ddot{q}_i + 2\omega_i h_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = \frac{Q_i}{m_i} \quad (4.10)$$

Dove q_i è la coordinata modale, m_i , h_i e ω_i sono rispettivamente massa modale, smorzamento adimensionale, pulsazione propria del sistema, mentre Q_i è la componente lagrangiana delle forze attive. Ipotizzando di dover stimare lo smorzamento adimensionale h_i , l'eq. (4.10) diverrà non lineare. Passando alla forma di stato ed includendo nel vettore di stato l'incognita h_i :

$$\begin{pmatrix} \dot{\tilde{q}}_i \\ \dot{q}_i \\ \dot{h}_i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -2\omega_i h_i \dot{q}_i - \omega_i^2 q_i + \frac{Q_i}{m_i} \\ \dot{q}_i \\ 0 + v_p(t) \end{pmatrix} \quad (4.11)$$

Dove $v_p(t)$ è la varianza del rumor bianco gaussiano che serve a far variare la stima del parametro incognito. Mentre le equazione di osservazione è stata scritta utilizzando l'unica misura a disposizione, ovvero l'accelerazione. Secondo la formulazione adottata in [VII], l'equazione di osservazione diviene:

$$\ddot{q}_i = -2\omega_i h_i \dot{q}_i - \omega_i^2 q_i + \frac{Q_i}{m_i} \quad (4.12)$$

Linearizzando nell'intorno dello stato stimato, si valutano le matrici del sistema meccanico linearizzato in forma di stato; integrando, poi, l'equazione differenziale di Riccati, si perviene alla stima delle variabili di stato e del parametro incognito h_i .

Per poter stimare correttamente i parametri aeroelastici, questi dovranno necessariamente essere inclusi nello smorzamento e nella frequenza a primo membro dell' eq. (4.10). Tuttavia, ponendo come forzante in ingresso al filtro di Kalman esteso la forzante aeroelastica, i parametri che il filtro andrebbe a stimare con questo tipo di forzante, sarebbero lo smorzamento strutturale e la pulsazione propria del sistema poichè gli effetti aeroelastici sarebbero inclusi nei due membri dell'eq.

Quello che è stato fatto, è modellare la forzante misurata come somma di tre contributi.

$$Q_i(t, \dot{q}, q) = Q_i(t) + Q_i(\dot{q}) + Q_i(q) \quad (4.13)$$

Dove $Q_i(t)$ è la parte di forzante non deterministica mentre $Q_i(\dot{q})$ e $Q_i(q)$ sono le forze indotte dal campo di moto. La parte dipendente dallo spostamento, $Q_i(q)$ essendo di piccola entità, come dimostrato nel § 4.3.1 sull'analisi della variazione in frequenza, è stata trascurata; $Q_i(t)$, invece, è stata modellata come un rumore bianco gaussiano. In realtà lo spettro del forzamento eolico non ha esattamente la medesima connotazione in frequenza di un rumor bianco, ma è del tipo rappresentato in

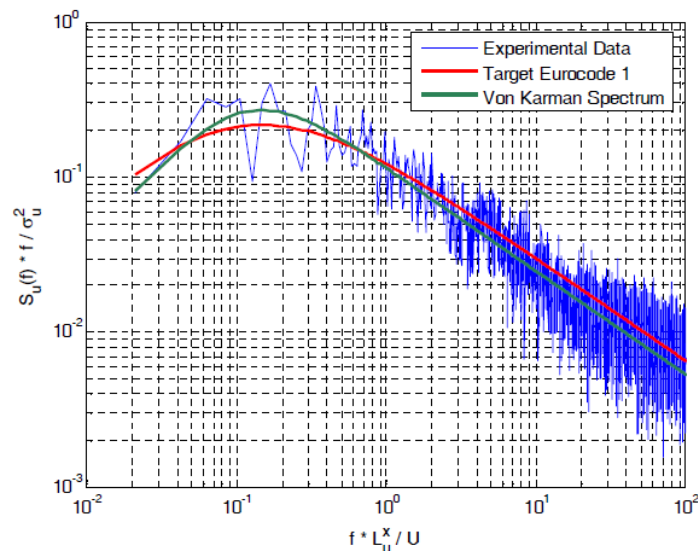


Figura 4.52: Spettro della componente u del vento al variare della frequenza ridotta

Questa eccessiva approssimazione è stata risolta introducendo una routine di calcolo per cui, dato in ingresso all'algoritmo una serie di varianze caratteristiche del rumor bianco, il filtro di Kalman esteso stima per ogni varianza lo smorzamento e le variabili di stato (Figura 4.53 e Figura 4.54). A questo punto viene definito un indicatore che testa la bontà della stima delle variabili di stato stimate.

Questo “errore” è pari al rapporto tra la deviazione standard della differenza tra la velocità misurata e quella stimata, e la varianza del segnale:

$$e_{velocità} = \frac{\sigma(\dot{q}_{real} - \dot{q}_{stimata})}{\sigma_{\dot{q}}} \quad (4.14)$$

$$e_{spostamento} = \frac{\sigma(q_{real} - q_{stimata})}{\sigma_q} \quad (4.15)$$

Il valore di smorzamento aerodinamico scelto è quello per cui gli stimatori di velocità e posizione raggiungono il minimo assoluto, come riportato in Figura 4.55.

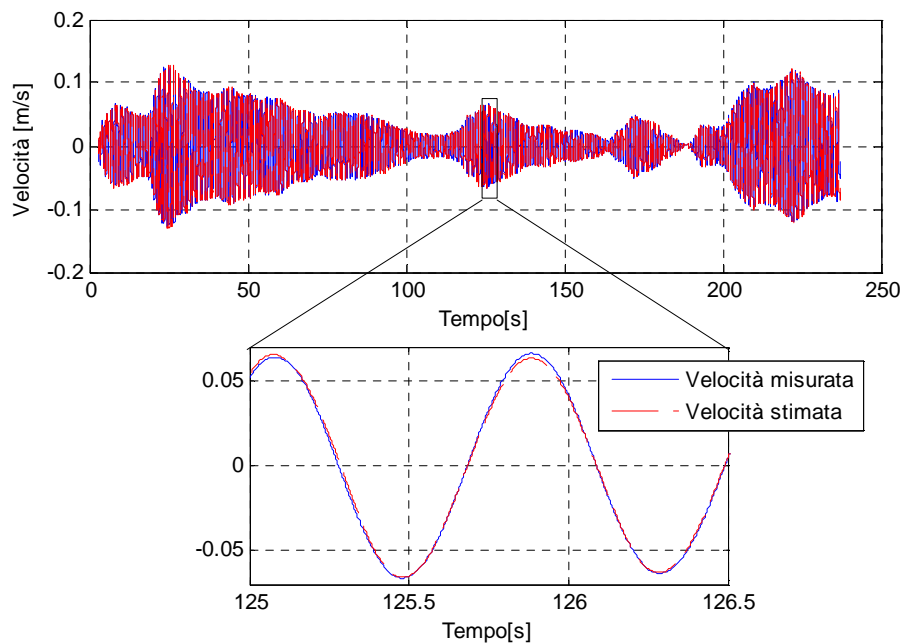


Figura 4.53: Velocità stimata dall'EKF. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R1 per l'esposizione 90°. $V_x^* = 8.93$

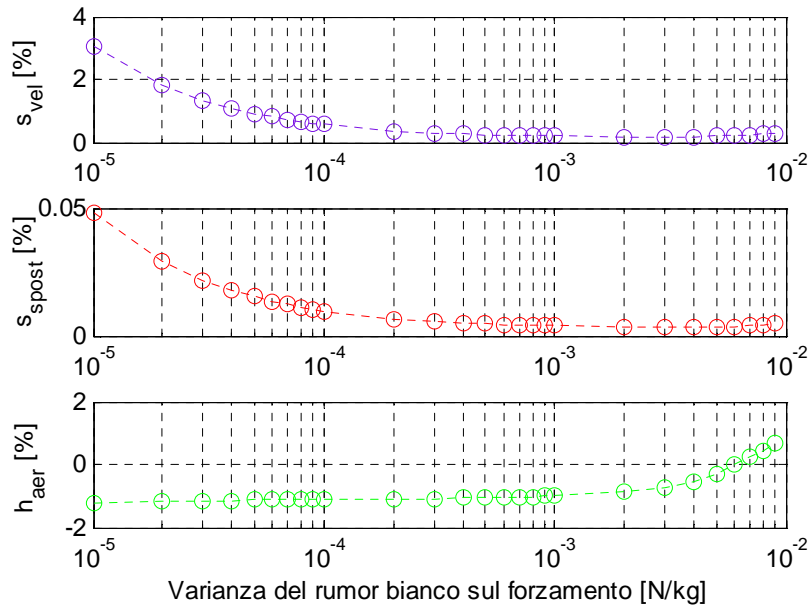


Figura 4.54 : Andamento degli stimatori della differenza delle variabili di stato, velocità e spostamento, e della stima dello smorzamento aerodinamico in funzione della varianza del forzamento

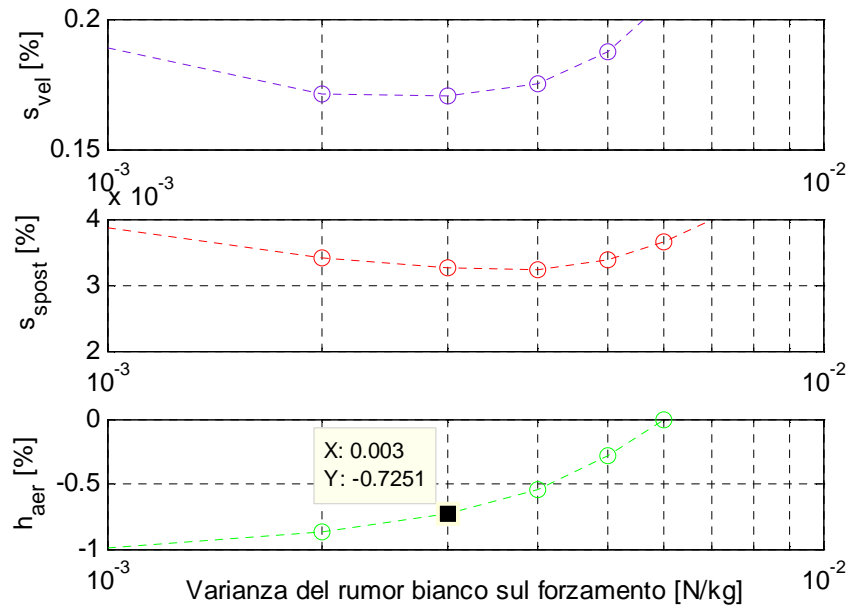


Figura 4.55: Ingrandimento della Figura 4.54

L'altro metodo utilizzato, riportato in [XXVII], si basa sulla medesima ipotesi di scomposizione della forzante in tre contributi già utilizzata per l'EKF. Un'ulteriore importante ipotesi a fondamento della tecnica, è che il sistema debba essere sottoposto ad una forzante monoarmonica: ciò è valido quando si è in presenza di fenomeni aeroelastici, ovvero nelle regioni di *lock-in* e di *galloping*, ma non al di fuori, per cui i valori attendibili calcolati da questo metodo sono solamente quelli all'interno degli intervalli di velocità appena citati.

Steckley afferma che lo smorzamento aerodinamico è calcolabile dalla parte immaginaria della funzione di trasferimento tra il momento agente in fondazione che lavora per il modo considerato e l'accelerazione della coordinata modale (Figura 4.56) a meno di una costante come riportato in (4.16). Per la trattazione analitica del metodo rimandiamo a [XXVII]

$$h_{aer} = \frac{3}{2\rho_{modello}H^2B^2} Imag(FdT_{AW_m}) \quad (4.16)$$

Valutata quindi la parte immaginaria della funzione di trasferimento, la stima dello smorzamento aerodinamico è immediata.

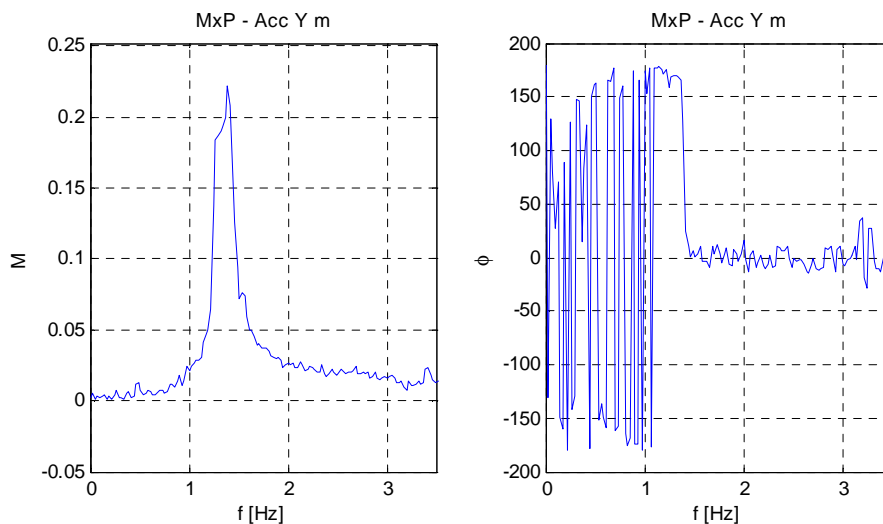


Figura 4.56: Modulo e fase della funzione di trasferimento tra momento in fondazione e accelerazione in sommità per il calcolo dello smorzamento aerodinamico. Prova con esposizione 0° , direzione *cross wind*, in SF e $h_s=0.44\%$. $v_y^*=27.7$

Di seguito verranno riportate le stime dello smorzamento aerodinamico per i diversi casi nella direzione *cross wind*.

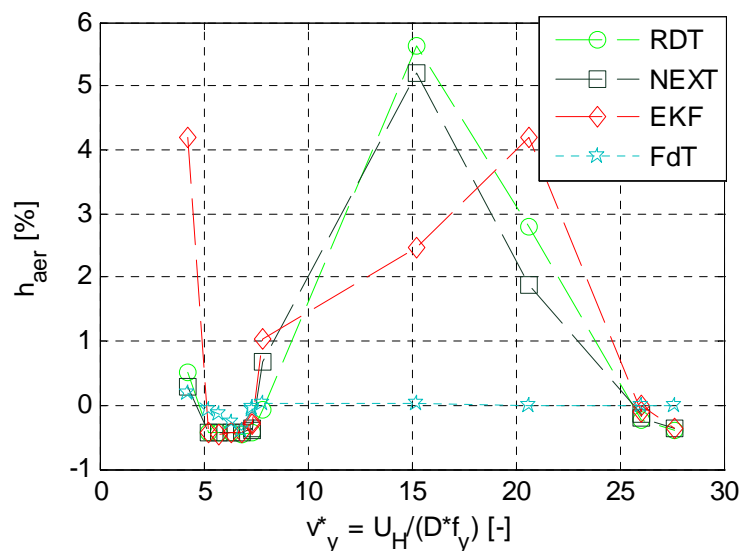


Figura 4.57: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 0°. Direzione: *cross wind*

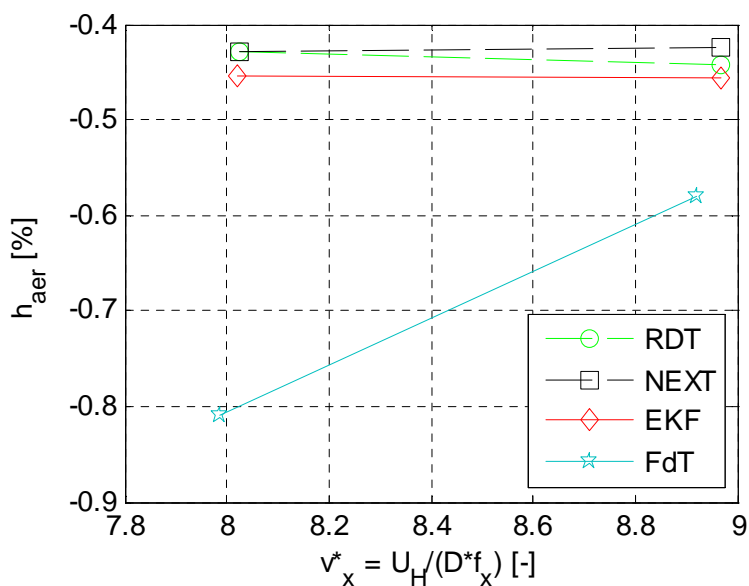


Figura 4.58: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

Nella Figura 4.57, relativa al setup R0 nell'esposizione 0° , si nota un ottimo accordo dei risultati per tutte le varie tecniche nel range di *lock-in* e per le alte velocità. Nel *lock-in* lo smorzamento aerodinamico stimato è circa pari a -0.44% . Quando un corpo è immerso in una corrente fluida e nell'intervallo di *lock-in*, esso è soggetto ad una forzante monoarmonica la cui frequenza si sincronizza con quella naturale del corpo. Sollecitato a questa particolare forzante, le ampiezze di oscillazione del corpo crescono e il flusso netto di energia scambiato diminuisce all'aumentare delle ampiezze di oscillazione. Ciò che accade è che per date ampiezze si stabilisce un equilibrio tale per cui lo smorzamento totale del sistema si annulla e le ampiezze raggiungono cicli limite che nei casi più critici possono essere dell'ordine di grandezza della dimensione del corpo stesso¹⁰. Per questo motivo, il valore stimato dalle tecniche risulta pari allo smorzamento strutturale ma di segno opposto. Successivamente, nell'intervallo di velocità ridotte compreso tra 10 e 25 si hanno stime di smorzamenti molto elevate. Tali valori risultano eccessivi in modulo poiché non si è in presenza di fenomeni aeroelastici particolari, come dimostrato nell'analisi della forzante (Figura 4.1) e dall'analisi della risposta (Figura 4.39), dove emerge che il modello aeroelastico è più smorzato del rigido. Tuttavia, essi possono essere ritenuti plausibili tenendo presente che, essendo le ampiezze di oscillazione molto basse a queste velocità, per poter abbassare il modulo dello spettro della risposta è necessario avere smorzamenti molto alti. Le stime proposte dalla funzione di trasferimento, oltre l'intervallo di *lock-in*, rimangono pressoché costanti al crescere della velocità. Ciò accade poiché cade l'ipotesi di sistema forzato con forzamento monoarmonico. Questo comportamento è ripreso anche nelle stime dello smorzamento riportate negli altri grafici: lo smorzamento stimato rimane costante al variare della velocità, ad eccezione della Figura 4.60, dove decresce a causa delle vibrazioni indotte da distacco di vortici nel range di *lock-in*, nell'intorno della velocità ridotta 9.

Nell'esposizione 90° (Figura 4.58), le tecniche *EKF*, *RDT* e *NEXT* stimano valori prossimi a -0.45% , valore smorzamento strutturale. Questo risultato è in linea con il fatto che le velocità testate potrebbero cadere nel *lock-in*¹¹ per cui, affinché venga raggiunta la condizione di equilibrio, lo smorzamento aerodinamico deve essere in modulo pari a quello strutturale ma di segno opposto. La tecnica di Steckley stima invece valori leggermente più alti.

¹⁰ Le massime ampiezze di oscillazione raggiunte dipendono dal numero di *Scruton*

¹¹ Questa considerazione è stata riportata osservando le ampiezze di oscillazione delle prove nel setup R1 per lo stesso angolo di incidenza (si veda Figura 3.22)

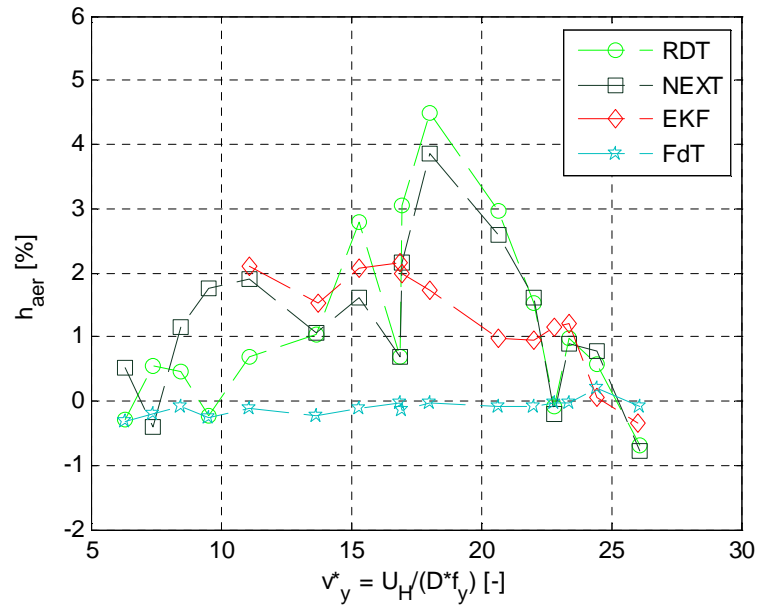


Figura 4.59: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: *cross wind*

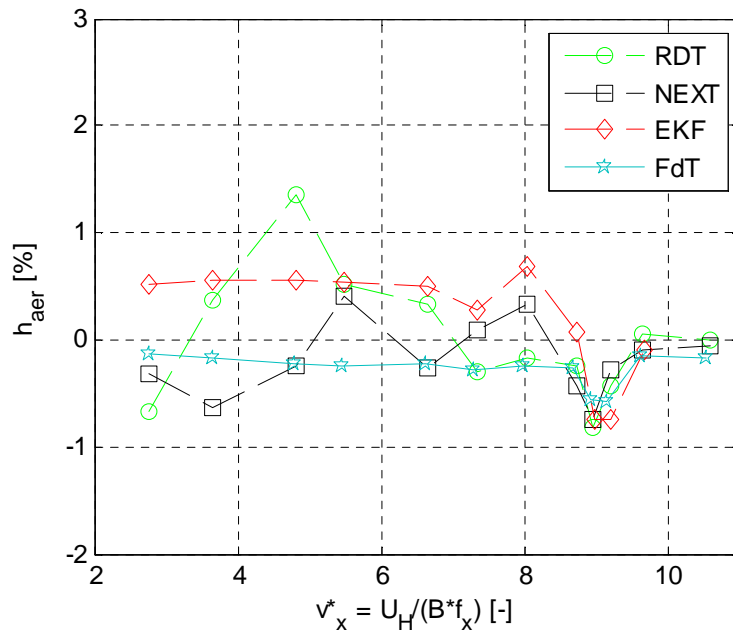


Figura 4.60: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con nello scenario (S) in SF, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

Passando alle prove eseguite con setup R1, per l'esposizione 0° in *SF* (Figura 4.59) quello che ci si aspetta a partire dall'analisi della risposta (Figura 4.43) è uno smorzamento positivo per tutte le prove, ad eccezione delle velocità finali dove la risposta del rigido è minore di quella dell'aeroelastico. Gli smorzamenti stimati ricoprono le attese, partendo da valori vicino allo zero per poi stabilizzarsi intorno a 2% ed, infine, raggiungendo valori negativi per via dell'interazione tra *lock-in* e *galloping*.

Nell'esposizione 90° (Figura 4.60), gli smorzamenti, fino alla velocità ridotta 6 circa, sono variabili per le diverse tecniche mentre, successivamente, le stime sono molto simili ed individuano l'intervallo di *lock-in* raggiungendo valori negativi. L'ampia dispersione dei risultati alle velocità ridotte più basse, è dovuta alle basse ampiezze di oscillazione che, per l'*EKF*, aumentano il peso del rumore alle basse frequenze peggiorando la stima delle variabili di stato e quindi la corretta valutazione dello smorzamento (Figura 4.61), mentre per la *RDT* e la *NEXT*, insieme alla scarsa lunghezza delle prove, impediscono la corretta estrazione del decay da cui poi ricavare gli smorzamenti (Figura 4.62).

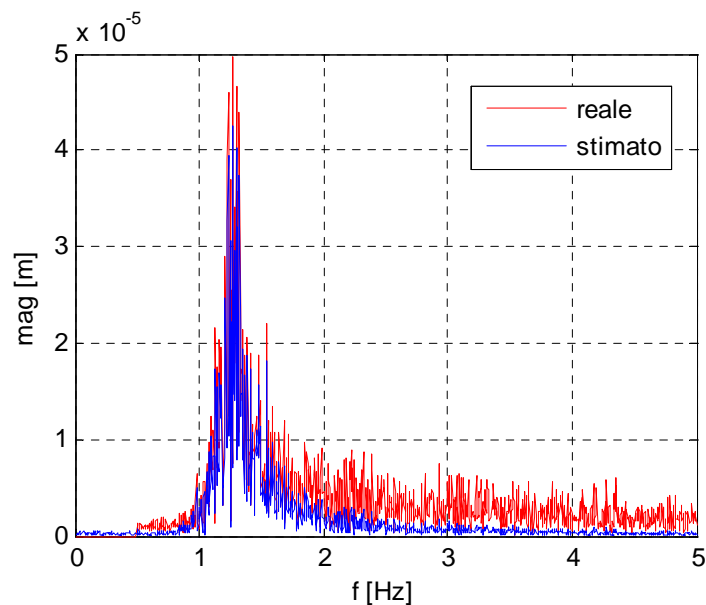


Figura 4.61: Modulo dello spettro per lo spostamento reale e stimato dall'EKF.
 Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in *SF*, con setup R1
 per l'esposizione 90° . Direzione: *cross wind*. $v_x^* = 2.75$

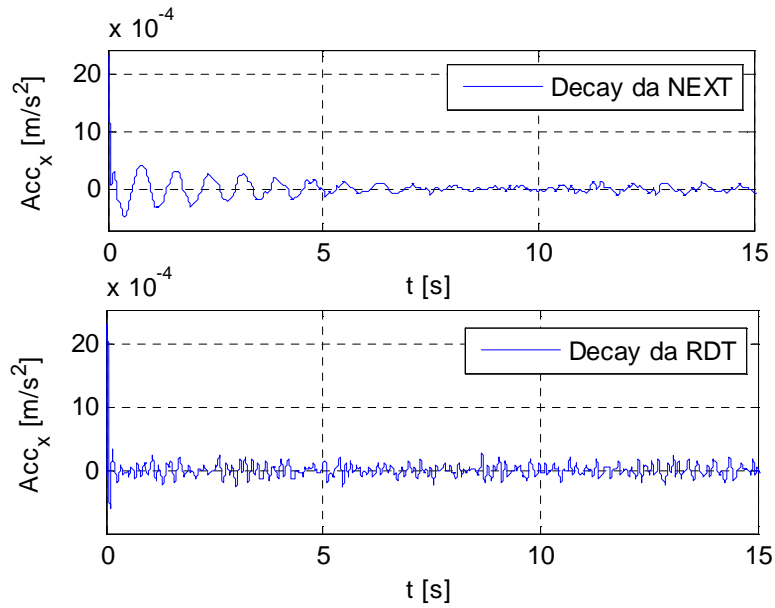


Figura 4.62: Decay stimato da NEXT e RDT. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in *SF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*. $v_x^* = 2.75$

Le figure seguenti propongono le stima ottenute per il profilo turbolento.

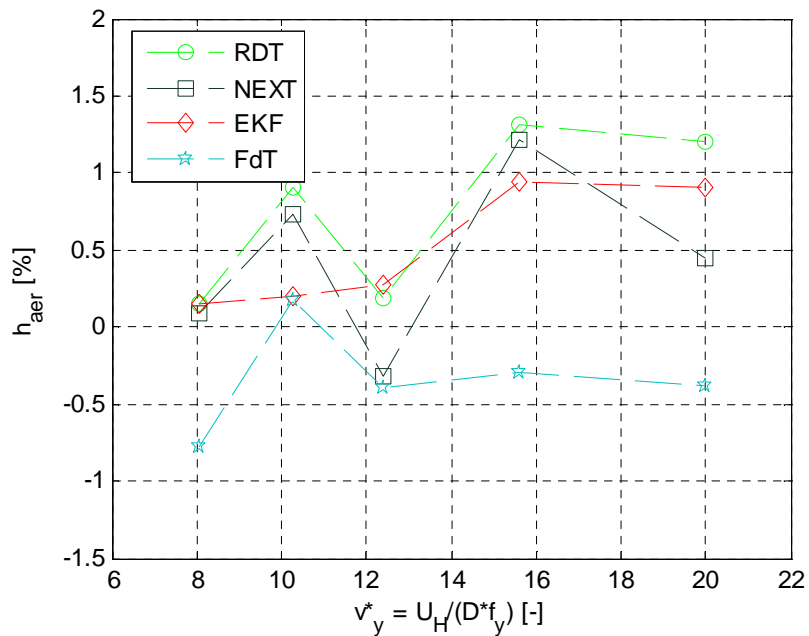


Figura 4.63: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: *cross wind*

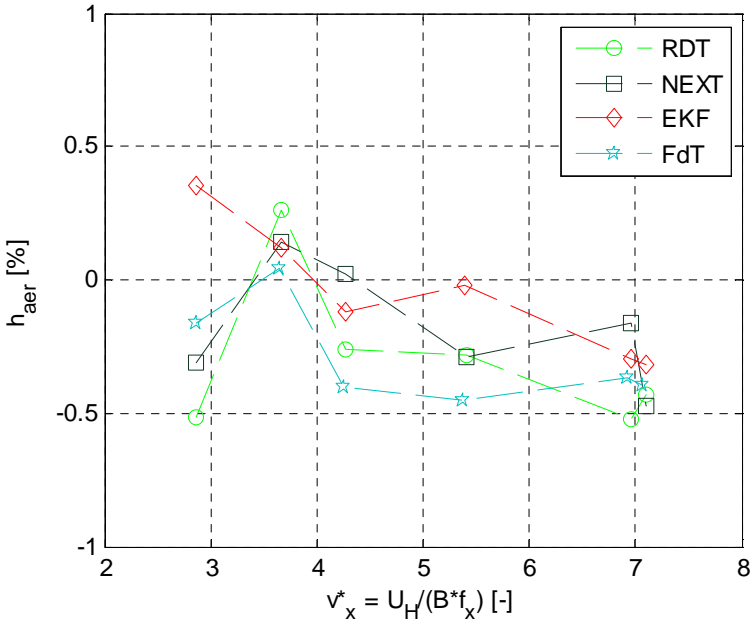


Figura 4.64: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

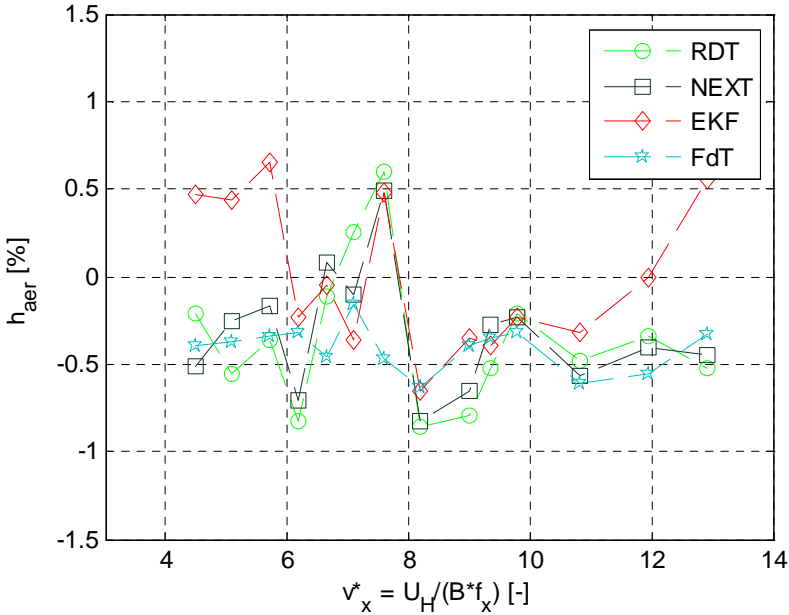


Figura 4.65: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con surrounding e altri edifici (PII) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

Concludendo con gli smorzamenti calcolati per il regime *TF*, mostrati da Figura 4.63 a Figura 4.65, si nota un buon accordo tra i risultati ricavati con le varie tecniche per entrambe le esposizioni. Nella Figura 4.63, relativa all'esposizione 0° è possibile notare un trend crescente che parte dallo 0% fino all'1% per le velocità più alte. Per quanto riguarda l'esposizione 90° (Figura 4.64 e Figura 4.65), è stato possibile aggiungere alle prove nello scenario *I* (§ 2.2.3), quelle nello scenario PII (abitazioni più gli altri due palazzi Hadid e Libenskind, § 2.2.3) poiché in questa configurazione il modello Isozaki è il primo palazzo ad incontrare il flusso di vento incidente, come mostrato nella Figura 4.66.

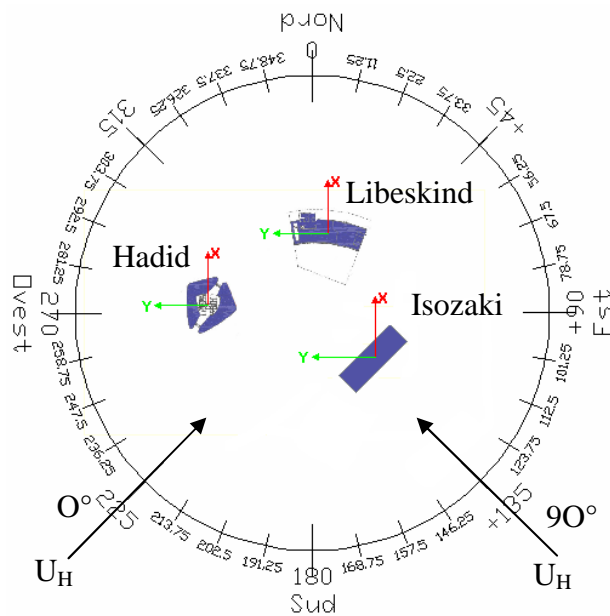


Figura 4.66: Orientazione del modello Isozaki rispetto alla velocità del vento incidente

Dalle prove effettuate nello scenario I (Figura 4.64) vengono ricavati valori abbastanza simili per tutte le tecniche. Gli smorzamenti stimati hanno segno negativo, tuttavia l'analisi della risposta, riportata in Figura 4.46, § 4.2, prevedeva smorzamenti di segno opposto. Nelle prove nello scenario PII (Figura 4.65) è difficile ricavare un trend: la maggior parte dei valori stimati ha ancora segno negativo confermando il risultato delle prove effettuate con la sola torre immersa in un profilo turbolento di Figura 4.64. Questo inatteso risultato si ritiene possa dipendere da una cattiva stima delle ampiezze di oscillazione simulate su modello rigido che hanno indotto ad ipotizzare come stime finali, smorzamenti positivi.

Riportiamo nelle figure seguenti gli smorzamenti ricavati per le prove *along wind*. Dai § 3.2.3, risultati sperimentali, e § 4.2, analisi della risposta, era emerso come nella direzione *in-line* le risposte sono strettamente legate con le corrispondenti *cross wind*. Per i motivi già spiegati, i seguenti risultati non possono essere considerati del tutto attendibili, in particolare per il setup R0 dove si raggiungono le ampiezze di oscillazione maggiori.

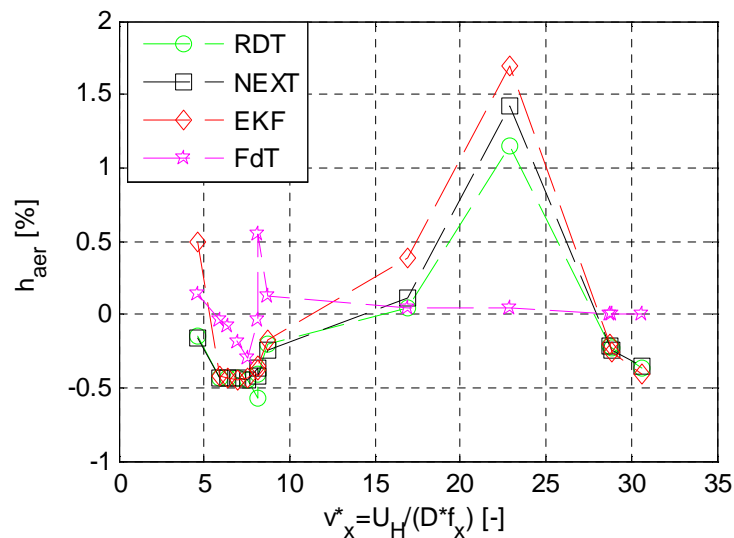


Figura 4.67: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 0°. Direzione: *along wind*

Nella Figura 4.67 si nota un comportamento praticamente identico al caso *cross wind* riportato in Figura 4.57. Nella regione di *lock-in* gli smorzamenti identificati sono addirittura pari allo smorzamento strutturale ma negativi, segno di quanto la risposta *cross* influenzi quella ortogonale. Al crescere della velocità, la somiglianza persiste con un aumento dello smorzamento stimato fino alla velocità di *galloping* dove lo smorzamento aerodinamico scende diventando negativo.

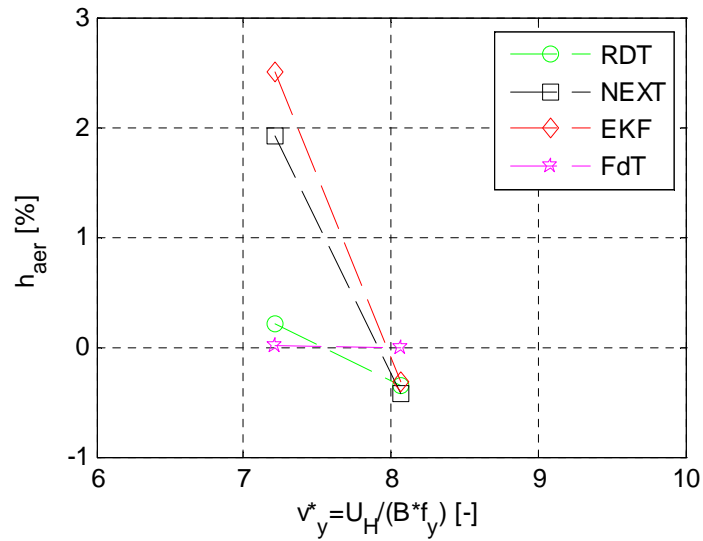


Figura 4.68: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R0 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

Per l'esposizione 90°, rappresentata in Figura 4.68, alla velocità più bassa vengono stimati smorzamenti maggiori di zero ma diversi per le varie tecniche, mentre alla velocità più elevata lo smorzamento stimato è minore di zero.

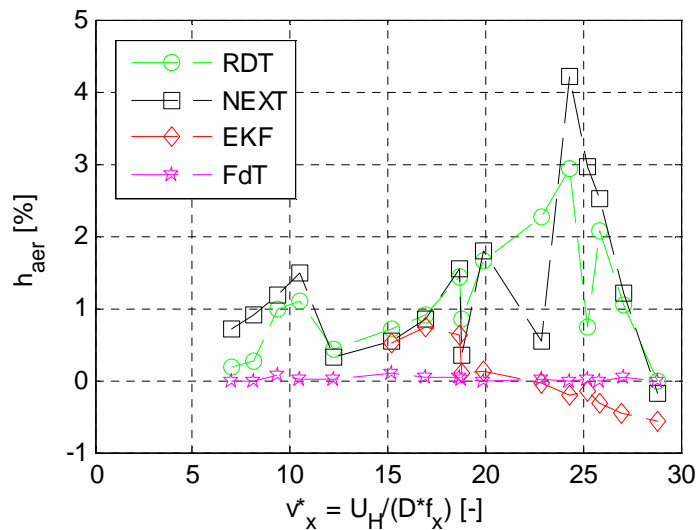


Figura 4.69: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: *along wind*

La Figura 4.69 mostra che i risultati della *RDT* e della *NEXT* seguono lo stesso trend stimando uno smorzamento sempre più elevato al crescere della velocità fino a stimare un valore negativo intorno alla velocità ridotta di 29. L'*EKF*, invece, ha una tendenza diversa andando a stimare uno smorzamento decrescente con la velocità ridotta. Per le velocità più basse lo stimatore delle variabili di stato del filtro di Kalman esteso raggiunge valori elevati (in alcuni casi anche pari al 20%) rendendo lo smorzamento stimato un valore del tutto inattendibile.

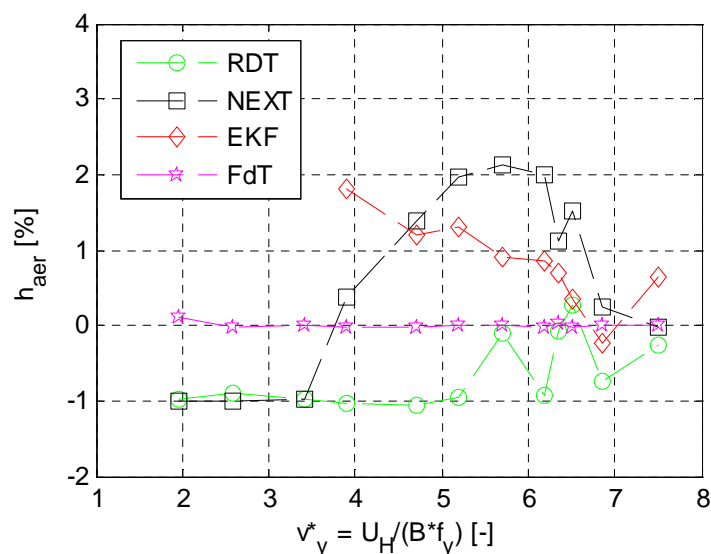


Figura 4.70: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in *SF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

Nella configurazione con angolo di incidenza pari a 90°, Figura 4.70, per le basse velocità, nell'utilizzo dell'*EKF* si ricade nella situazione del caso precedente. Successivamente i valori sono attendibili e tendono a diminuire con la velocità ridotta. La *RDT* non riesce a valutare il *decay* quasi per nessuna prova come dimostra il fatto che la maggior parte dei valori stimati è pari a -1%: l'opposto dello smorzamento strutturale. Ciò si verifica poiché le ampiezze di oscillazione sono molto basse. La *NEXT* infine sembra essere l'unica tecnica a stimare valori plausibili, sia perché dall'autocorrelazione si riesce a ricavare un *decay* dal quale estrarre un valore di smorzamento, sia perché i valori negativi sono in linea con l'analisi della risposta e con il confronto con i risultati su modello rigido (Figura 4.46).

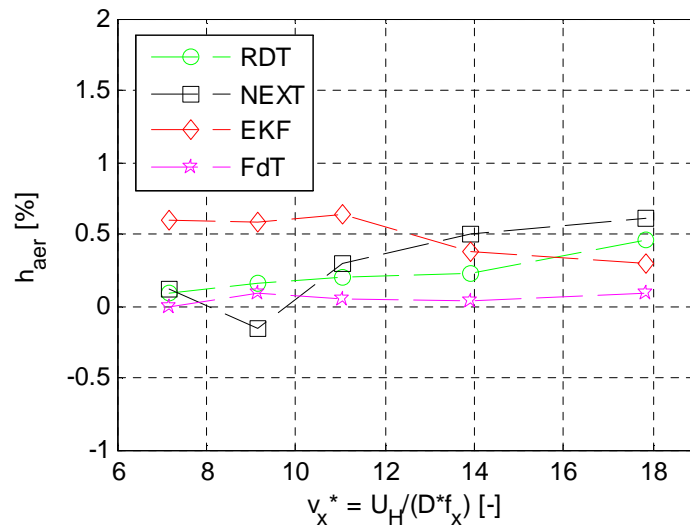


Figura 4.71: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche.
 Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 0°.
 Direzione: *along wind*

I risultati ricavati dalle prove in regime turbolento per l'esposizione 0°, Figura 4.71, mostrano smorzamenti piuttosto simili per le varie tecniche e crescenti con la velocità come ipotizzato dalla teoria quasi-statica che verrà confrontata con i risultati ottenuti nel paragrafo seguente.

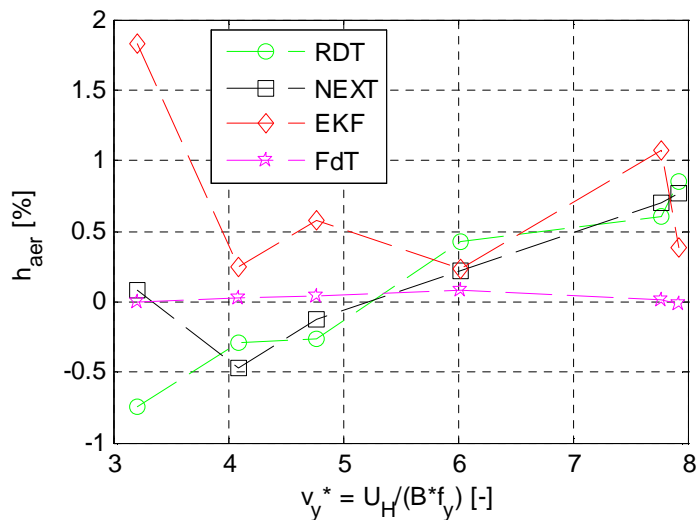


Figura 4.72: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche.
 Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°.
 Direzione: *along wind*

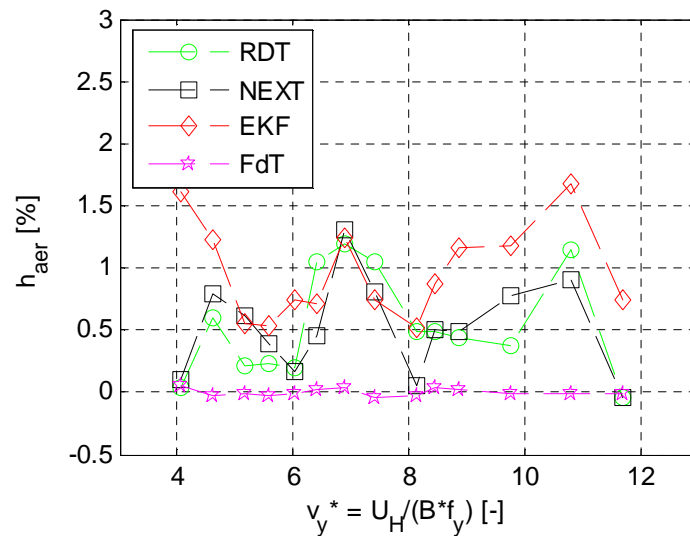


Figura 4.73: Stime dello smorzamento aerodinamico con diverse tecniche. Prova su modello aeroelastico con surrounding e altri edifici (PII) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90° .
Direzione: *along wind*

Infine nell'esposizione 90° , per lo scenario I (Figura 4.72) le tecniche stimano valori simili soprattutto per le velocità più alte. I valori positivi stimati sono in linea con le attese e con la teoria quasi statica. Per lo scenario PII, riportato in Figura 4.73, è sempre presente l'oscillazione nei valori stimati in tutte le tecniche come per le stime nella direzione *cross wind* (Figura 4.65), tuttavia i valori tendenzialmente positivi lasciano presagire ad una corretta stima dello smorzamento.

4.3.3 Confronto dei risultati con studi precedenti

Le particolari dimensioni del palazzo, i cui indici di larghezza (B/D) e altezza (H/B) sono pari a 2.56 e 3.62, lasciano spazio per un confronto con i risultati degli studi effettuati da Marukawa et al.[XVI] e da Quan, Gu e Tamura[XVIII]. Dal confronto ci aspettiamo di ottenere conferme sulle stime degli smorzamenti aerodinamici.

4.3.3.1 Studi di Marukawa, Tamura, Fujii e Kato

Gli studiosi giapponesi riportano in [XVI] i risultati di sperimentazioni effettuate in galleria del vento su prismi a base quadrata e rettangolare per stimare lo smorzamento aerodinamico del modello con la *RDT* al variare della geometria. Il profilo di vento caratteristico di questi esperimenti è solamente di tipo turbolento.

Per poter confrontare i risultati tra le due sperimentazioni è importante che le variabili caratteristiche delle prove siano simili. Nella Tabella 4.1 è riportato il confronto tra le principali caratteristiche.

	Prove Marukawa	Prove su Isozaki
Scruton	10.5	Per il setup R0: 7.4 Per il setup R1: 17
Indice di altezza	6	3.6
Indice di larghezza	2 e 3	2.56
Intensità di turbolenza al top	30%	20%
Indice di velocità media	0.17	0.24

Tabella 4.1: Confronto delle caratteristiche delle prove di [XVI] e su Isozaki

Le prove eseguite in *TF* per il modello Isozaki sono quelle con setup R1 e i risultati riportati nell'articolo sono per un modello con *Sc* pari 10.5. Tuttavia questa differenza nel numero di *Scruton* non scoraggia il confronto poichè, sempre nell'articolo di riferimento, la dipendenza dello smorzamento aerodinamico da quello strutturale per la direzione *cross wind* è poco evidente soprattutto alle basse velocità ridotte, come mostrato in Figura 4.74.

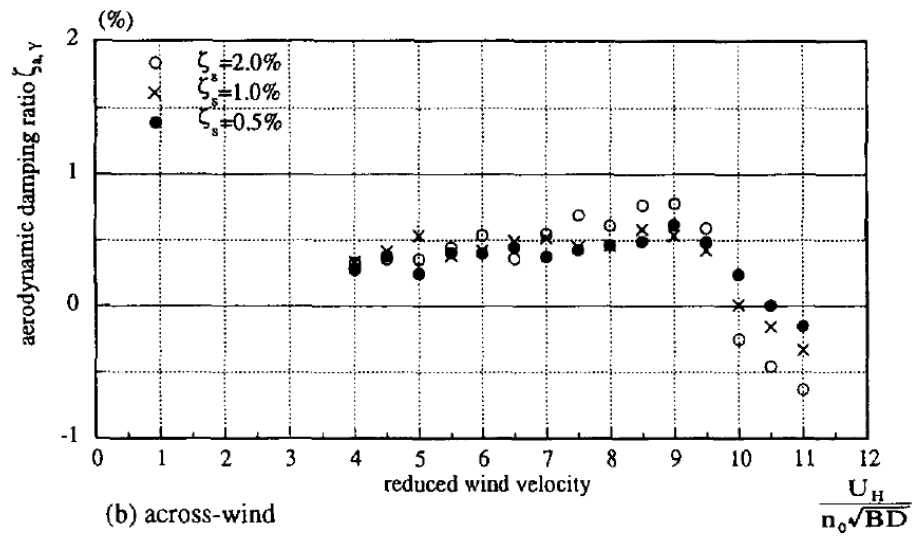


Figura 4.74: Andamento dello smorzamento aerodinamico in funzione della velocità ridotta definita secondo le convenzioni di [XVI] per diversi smorzamenti strutturali

Per quanto riguarda gli indici di larghezza, i cui riferimenti ai lati assunti in [XX] sono riportati in Figura 4.75 e in Figura 4.76, Marukawa et al. definiscono sempre: lato parallelo al flusso, D , su lato perpendicolare, B . La torre Isozaki si inserisce perfettamente nell'intervallo di valori riportato, mentre l'indice di altezza è inferiore.

I profili di vento turbolenti, infine, sono assolutamente paragonabili.

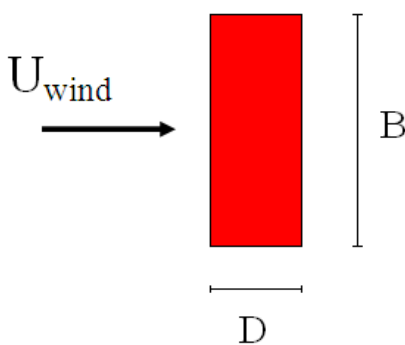


Figura 4.75: Riferimenti per l'esposizione 90°

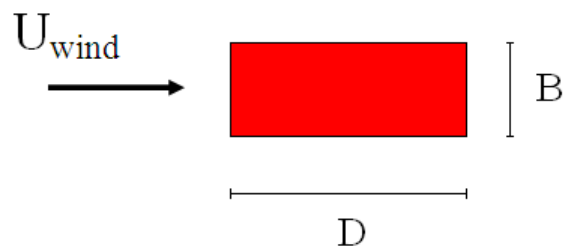


Figura 4.76: Riferimenti per l'esposizione 0°

Di seguito vengono riportati i confronti tra i risultati delle prove su modello Isozaki, ottenuti con le diverse tecniche, e i risultati degli studi in [XVI]. In legenda sono riportate con la sigla “Maru” i risultati riportati nell’articolo, seguite dal rapporto tra i lati secondo le convenzioni assunte, mentre con la sigla “Iso” i risultati relativi alla torre Isozaki, seguiti dalla sigla della tecnica utilizzata.

Le velocità ridotte definite nell’articolo sono differenti dalle convenzioni adottate nel presente studio. Queste risultano definite come:

$$v_i^* = \frac{U_H}{f_i \sqrt{BD}} \quad (4.17)$$

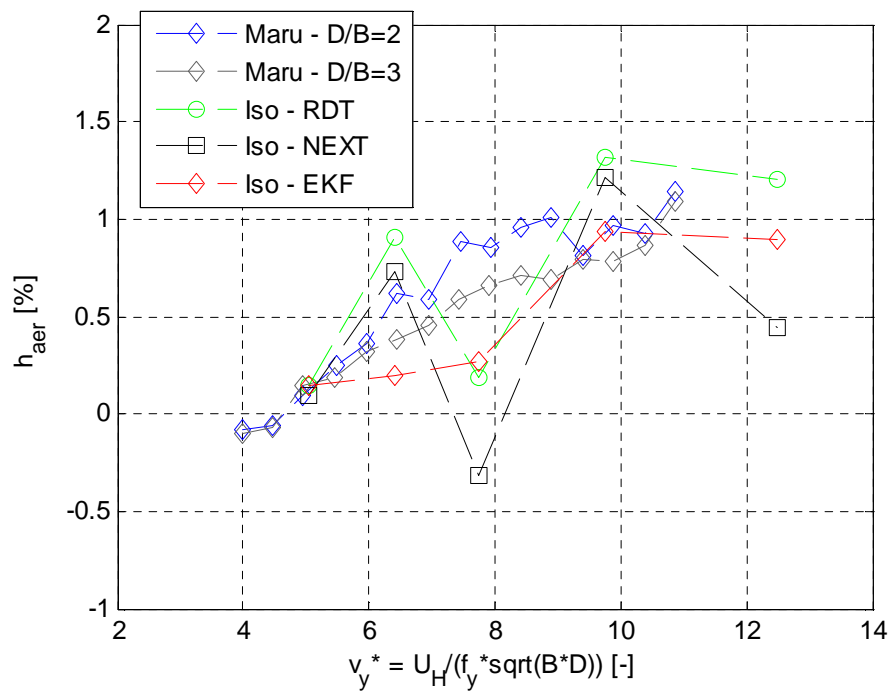


Figura 4.77: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in TF, con setup R1 per l’esposizione 0°. Direzione: *cross wind*

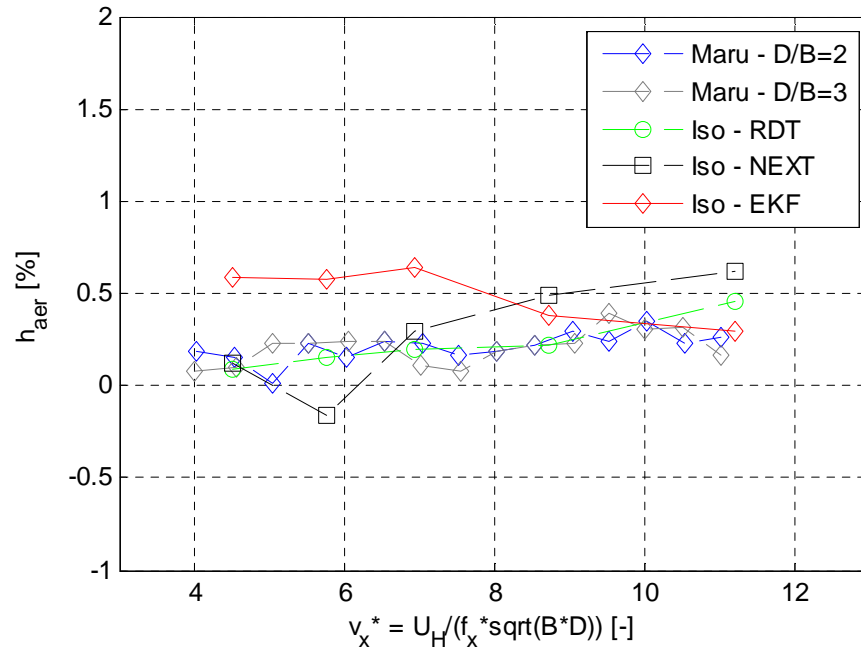


Figura 4.78: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 0° . Direzione: *along wind*

Le stime caratteristiche dell'esposizione 0° (Figura 4.77 e Figura 4.78) aderiscono in maniera più che soddisfacente ai risultati dell'articolo. Questi ultimi identificano un trend molto chiaro al variare della velocità ridotta giustificando quanto sia fondamentale la lunghezza della storia temporale, o il numero di campioni misurati, che, per le prove di Marukawa et al., è quasi tripla rispetto a quelle su Isozaki. Chiudiamo il commento per questa esposizione, dichiarando la *RDT* come tecnica che fornisce le stime che meglio si adattano nel confronto.

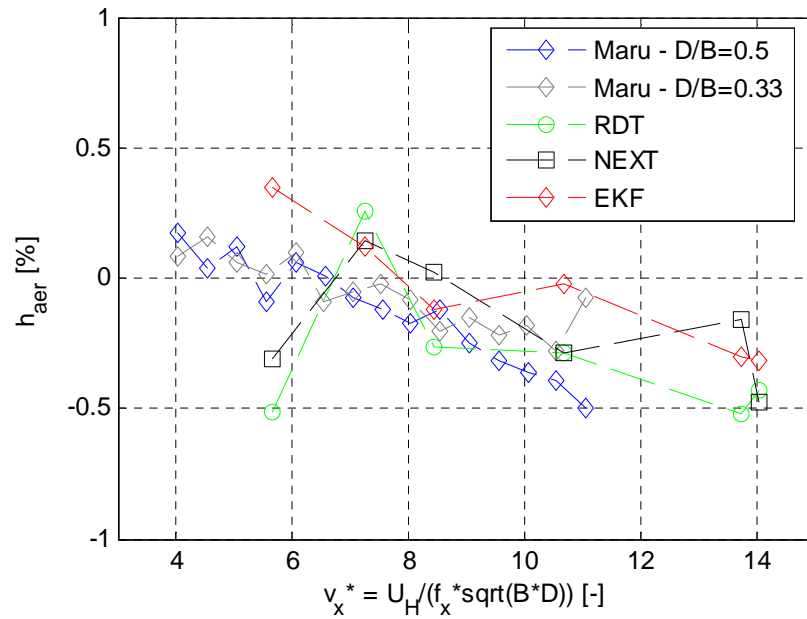


Figura 4.79: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

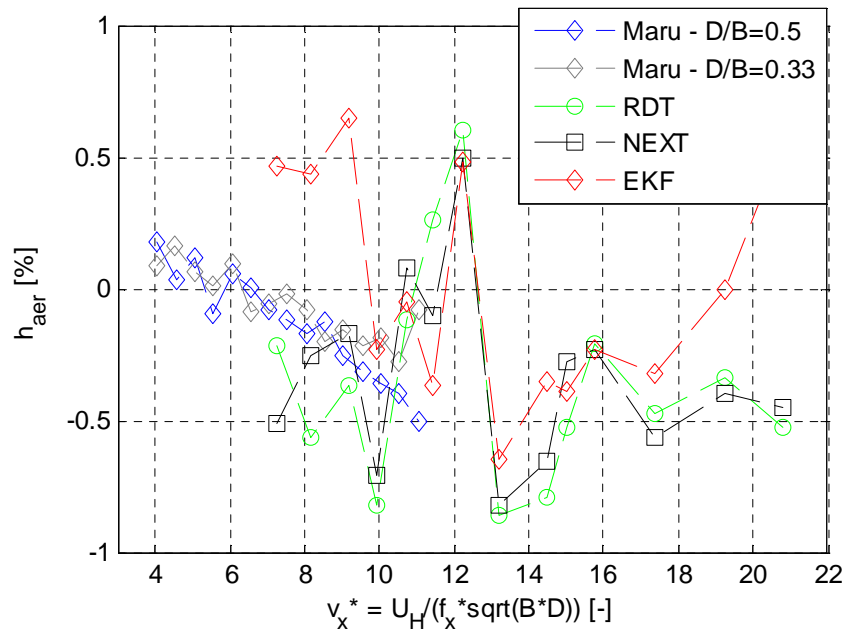


Figura 4.80: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding più altri palazzi (PII) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

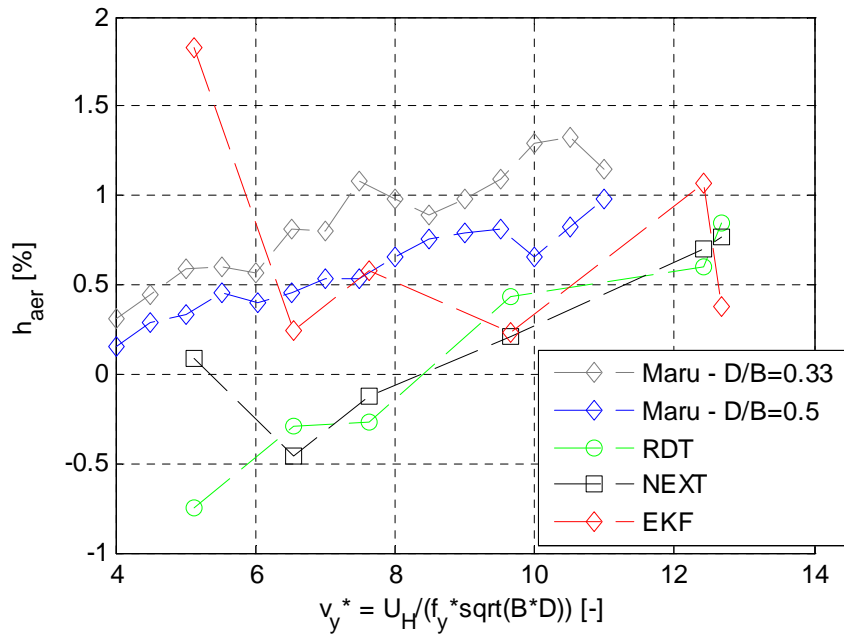


Figura 4.81: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding (I) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

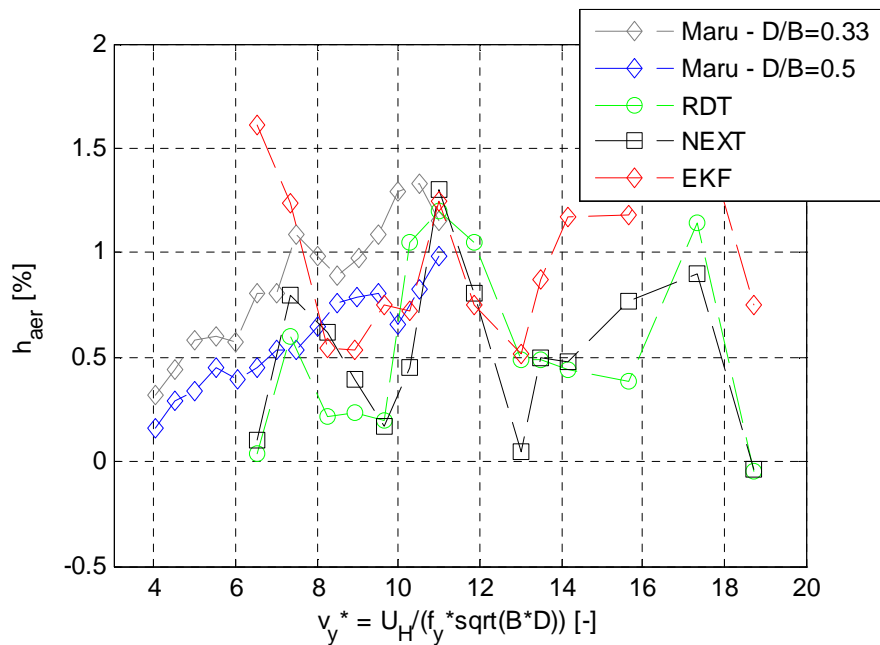


Figura 4.82: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Marukawa. Prova su modello aeroelastico con surrounding più altri palazzi (PII) in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

Passando all'esposizione 90° , per quanto riguarda la direzione *cross wind*, riportata in Figura 4.79 e Figura 4.80, viene confermato quanto detto nel paragrafo precedente, ovvero che in questa situazione è lecito aspettarsi degli smorzamenti negativi che decrescono con la velocità. Le stime infatti sono in buon accordo con quelle di Marukawa, anche se per lo scenario PII, Figura 4.80, il confronto è forse troppo pretenzioso a causa, da un lato, del differente intervallo di velocità testato e, dall'altro, dell'oscillazione delle stime calcolate su Isozaki.

Per l'esposizione *along wind*, Figura 4.81 e Figura 4.82 gli smorzamenti stimati seguono il trend trovato negli studi, pur mantenendo dei valori più bassi. Nello scenario PII, mostrato in Figura 4.82, c'è un discreto accordo tra le stime reso meno evidente dalle oscillazioni degli smorzamenti ricavati dall'Isozaki.

4.3.3.2 Studi di Quan e Gu

Altri studi su modelli aeroelastici effettuati in galleria del vento furono effettuati dagli studiosi cinesi Quan e Gu [XXVIII]. Le loro ricerche si concentrarono sulla valutazione dello smorzamento aerodinamico per un prisma a base quadrata immerso in un flusso turbolento attraverso l'utilizzo della *RDT*. Il fatto che la sezione sia quadrata non deve scoraggiare il confronto, poichè il distacco del flusso che si verifica su sezioni quadrate è, in prima approssimazione, molto simile a quello relativo a sezioni rettangolari per l'esposizione che prevede il lato di dimensione maggiore perpendicolare al vento incidente. Pertanto la sola esposizione che verrà confrontata con i risultati del presente articolo è quella 90° . Essi provarono quattro differenti profili di vento turbolento caratterizzati dai seguenti parametri:

Profilo	Esponente del profilo di velocità media	Indice di intensità di turbolenza al top
A	0.12	6.8%
B	0.16	7.3%
C	0.22	10%
D	0.3	14%

Tabella 4.2: Profili di vento testati da Quan e Gu in [XVIII] per test in galleria

Il profilo di vento che meglio si adatta a quello turbolento su Isozaki è il profilo C che ha un esponente del profilo di velocità media praticamente uguale, 0.22 contro 0.24, mentre l'indice di intensità di turbolenza è circa la metà. Per quanto riguarda il numero di Scruton, il modello provato in [XVIII] è pari a 17.3, valore praticamente uguale a quello della torre Isozaki (17). L'indice di altezza H/D è pari 6 contro il 3.6 dell'Isozaki.

Di seguito riportiamo i risultati dapprima nella direzione *cross wind* e poi *along wind*. In ascissa è rappresentata la velocità ridotta, secondo le convenzioni riportate nel § 3.2.3, mentre in ordinata sono rappresentati gli smorzamenti aerodinamici con i colori mostrati nella legenda.

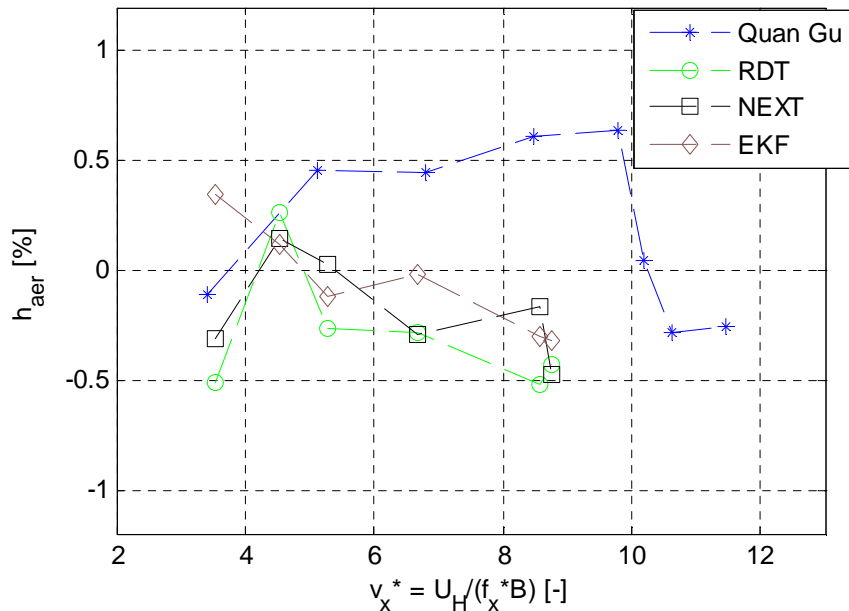


Figura 4.83: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Quan e Gu. Prova su modello aeroelastico nello scenario I in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

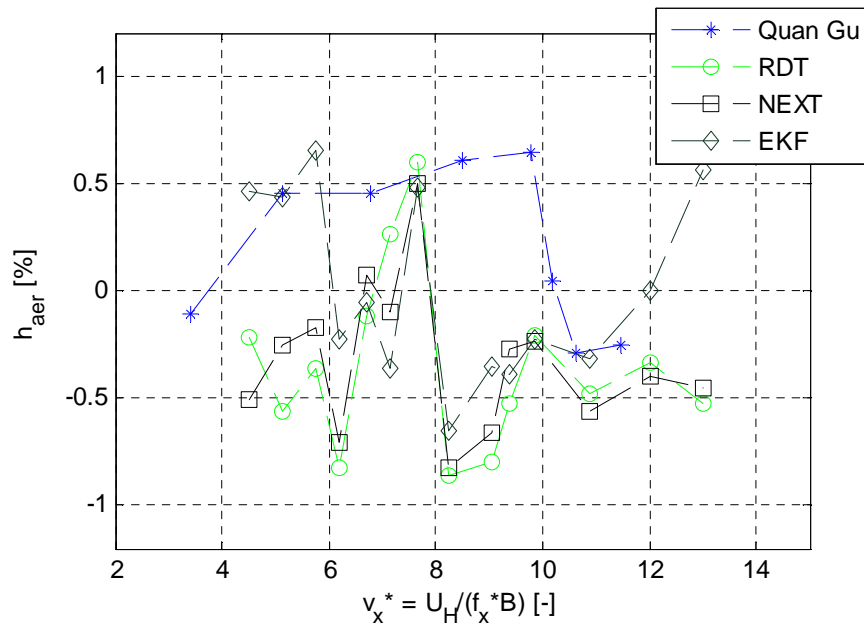


Figura 4.84: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Quan e Gu. Prova su modello aeroelastico nello scenario PII in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *cross wind*

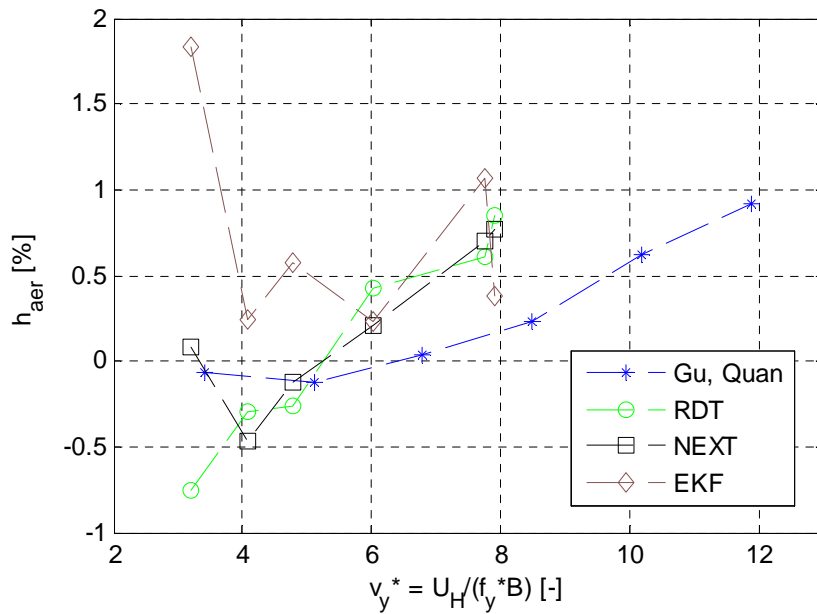


Figura 4.85: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Quan e Gu. Prova su modello aeroelastico nello scenario I in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

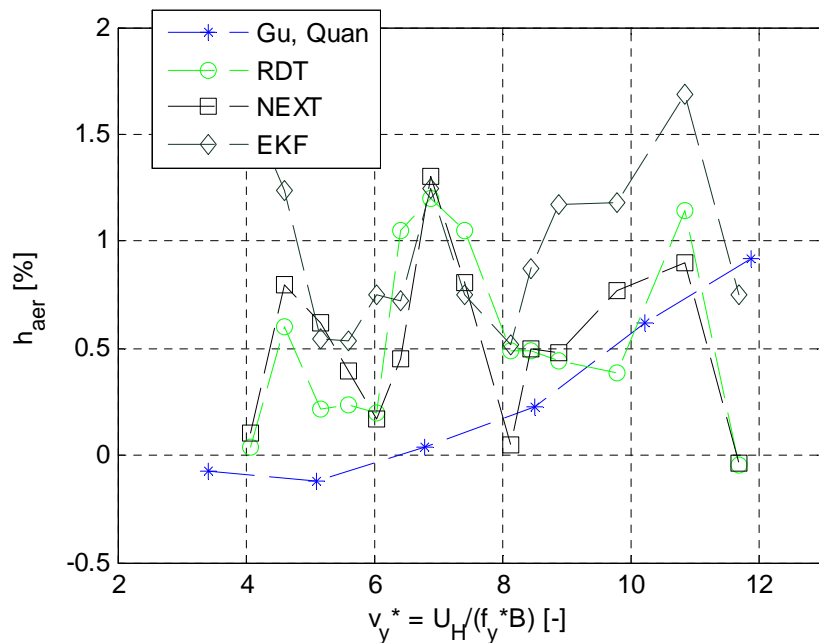


Figura 4.86: Confronto tra lo smorzamento aerodinamico del prisma Isozaki con prove di Quan e Gu. Prova su modello aeroelastico nello scenario PII in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

I risultati riportati in Figura 4.83 e Figura 4.84 relativi, rispettivamente, agli scenari I e PII per la direzione *cross wind*, mostrano una pessima aderenza probabilmente a causa, da un lato, del profilo di velocità media del vento che risulta più piatto di quello su Isozaki e, dall'altro, della differente sezione. Di conseguenza possiamo affermare che anche in letteratura i risultati proposti sono discordanti, poiché gli stessi nel confronto presentato nel § 4.3.3.1 erano in buon accordo. Nella direzione *along wind* (Figura 4.85 e Figura 4.86), i risultati si adattano molto meglio soprattutto per lo scenario I seguendo un andamento crescente.

4.3.3.3 Confronto con la teoria quasi-statica

Un sistema immerso in una corrente fluida è soggetto ad un campo di forze dipendenti dal tempo, dall'accelerazione, dalla velocità e dalla posizione del corpo stesso. Come già detto precedentemente, tali forze possono modificare i parametri meccanici del sistema stesso conducendo il sistema a possibili instabilità. Se il sistema è perturbato nella sua posizione di equilibrio statico è

possibile riscrivere la forzante come somma di un contributo inerziale, uno dissipativo ed uno elastico.

Consideriamo un corpo immerso in un fluido a bassa turbolenza con velocità media U . Considerando il corpo in movimento nella direzione *along wind*, la velocità relativa è:

$$V_r = U - \dot{x} \quad (4.18)$$

Dove \dot{x} è la velocità descritta nella coordinata fisica relativa alla direzione considerata. Seguendo l'approccio quasi-statico, la forza di *drag* per unità di altezza è definita come:

$$f_D = \frac{1}{2} \rho C_D L V_r^2 \quad (4.19)$$

Dove L è il lato della sezione del corpo in direzione perpendicolare al vento e C_D è il coefficiente di *drag*.

Espandendo il termine nella (4.19) e linearizzando nella posizione di equilibrio statico, si ottiene:

$$f_D = -\rho C_D L U \dot{x} \quad (4.20)$$

La forza totale di *drag* generalizzata può essere espressa:

$$F_D = -\rho L \int_0^H U C_D(z) \phi^2(z) dz \dot{q} \quad (4.21)$$

Dove $\Phi(z)$ è la deformata modale che per la torre è stata assunta pari a z/H .

Assumendo che la variazione del coefficiente di drag con l'altezza sia trascurabile [XXVII] e sostituendo nella (4.21) il valore della deformata modale, la forza di *drag* generalizzata vale:

$$F_D = -\rho L U_H C_D \frac{H}{3} \dot{q} \quad (4.22)$$

A cui corrisponde uno smorzamento aerodinamico pari :

$$h_{aer\ QS} = \frac{\rho C_D LH}{6m_s \omega} U_H \quad (4.23)$$

Dove m_s la massa modale, ω la pulsazione propria del modo.

Avendo dunque a disposizione tutti i parametri effettuiamo il confronto degli smorzamenti aerodinamici stimati con quelli previsti della teoria quasi-statica in direzione *along wind*.

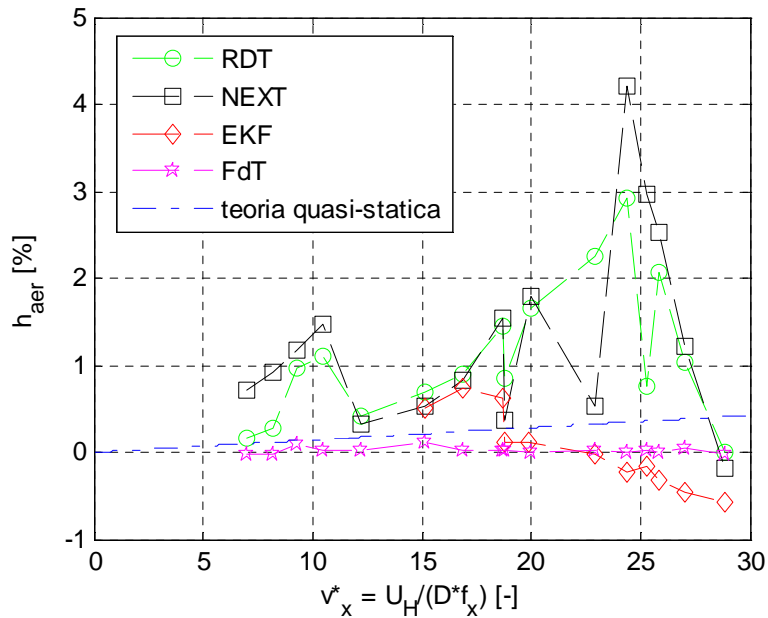


Figura 4.87: Confronto stime smorzamento delle diverse tecniche con la teoria quasi-statica. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R1 per l'esposizione 0°. Direzione: *along wind*

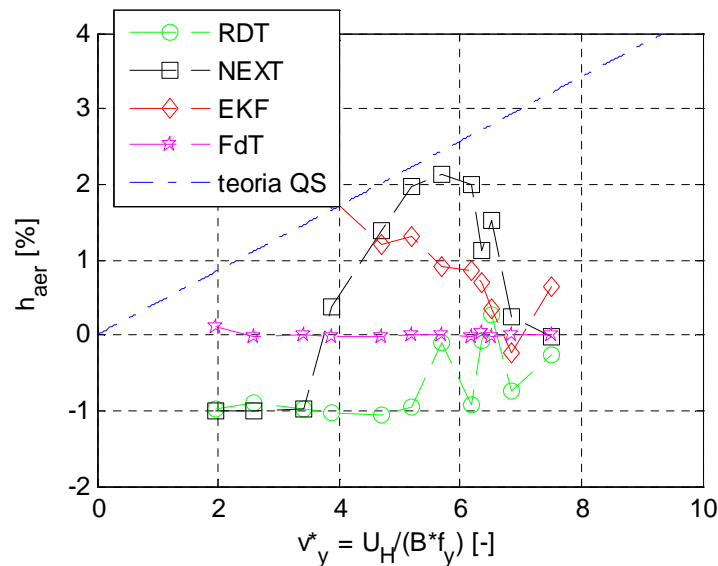


Figura 4.88: Confronto stime smorzamento delle diverse tecniche con la teoria quasi-statica. Prova su modello aeroelastico nello scenario isolato (S) in SF, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

Per l'esposizione 0° la teoria quasistatica sottostima gli smorzamenti ricavati, mentre per l'esposizione 90°, gli smorzamenti stimati sono minori.

Nel caso in cui il profilo di vento è turbolento, la velocità media non è più costante con l'altezza ma varia seguendo la funzione:

$$U = \left(\frac{z}{z_g} \right)^\alpha U_H \quad (4.24)$$

Dove z è la coordinata che rappresenta l'altezza del modello, z_g è l'altezza alla quale viene misurata la velocità del vento U_H , pari all'altezza della torre e α , infine, è l'esponente del profilo di velocità media.

Essendo l'energia dissipata funzione della velocità del vento, lo smorzamento aerodinamico varierà con l'altezza del modello. Riprendendo la relazione (4.21), scriviamo la forza generalizzata di *drag* in funzione dell'altezza della torre.

$$F_D = -\rho C_D L \int_0^H \left(\frac{z}{H} \right)^\alpha \left(\frac{z}{H} \right)^2 U_H dz \dot{q} \quad (4.25)$$

Risolvendo l'integrale in (4.25) si trova che lo smorzamento aerodinamico adimensionale per un corpo immerso in un profilo di vento turbolento vale:

$$h_{aer} = \frac{\rho C_D L}{2m_s \omega} U_H \frac{H}{\alpha + 3} \quad (4.26)$$

Dove L è il lato in direzione perpendicolare al flusso: D per l'esposizione 0° o B per l'esposizione 90° .

Avendo calcolato lo smorzamento considerando il profilo di vento turbolento, confrontiamo il risultato con le stime.

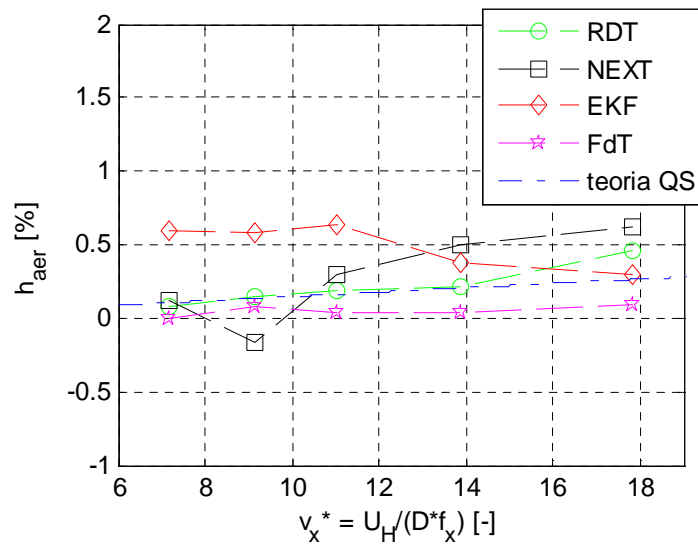


Figura 4.89: Confronto stime smorzamento delle diverse tecniche con la teoria quasi-statica. Prova su modello aeroelastico nello scenario I in TF, con setup R1 per l'esposizione 0° . Direzione: *along wind*

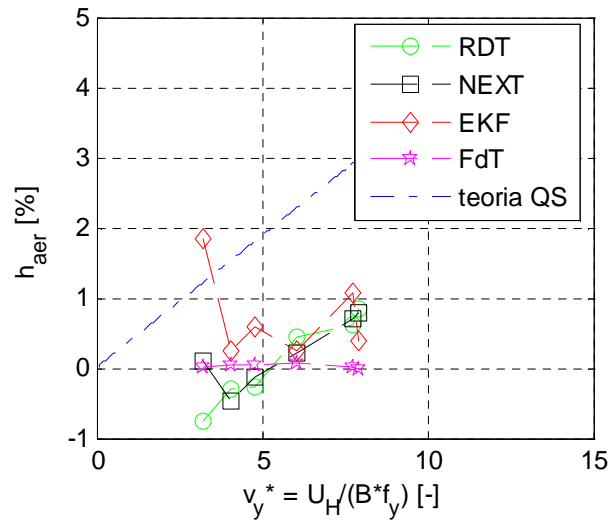


Figura 4.90: Confronto stime smorzamento delle diverse tecniche con la teoria quasi-statica. Prova su modello aeroelastico nello scenario I in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

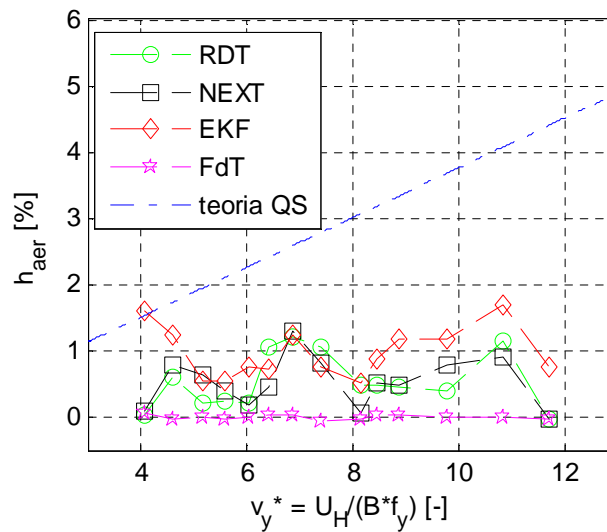


Figura 4.91: Confronto stime smorzamento delle diverse tecniche con la teoria quasi-statica. Prova su modello aeroelastico nello scenario PII in *TF*, con setup R1 per l'esposizione 90°. Direzione: *along wind*

Per l'esposizione 0°, rappresentata in Figura 4.90, le stime si avvicinano molto alla teoria quasi-statica, mentre come per la medesima esposizione nel profilo *SF*, le stime a 90° sono molto minori dei risultati quasi statici che tuttavia sono molto elevati (Figura 4.91).

Capitolo 5

Nuova valutazione della risposta aeroelastica

Dal confronto tra le prove sperimentali su modello aeroelastico e le simulazioni numeriche su modello rigido è stata riscontrata per alcune condizioni una differenza nel comportamento dei modelli sottoposti all'azione eolica dovuta all'interazione fluido-struttura descritta nel capitolo 3. Dopo aver accertato la presenza di effetti aeroelastici, meno visibili nella forzante, più evidenti nella risposta, si è passati alla valutazione e alla stima dei parametri aeroelastici per le diverse casistiche sperimentate in galleria, riportata nel Capitolo 4. Nel presente capitolo, si raggiungerà lo scopo dello studio andando a stimare la risposta del modello aeroelastico attraverso il modello numerico soggetto alla forzante misurata su modello rigido. I parametri stimati precedentemente verranno sostituiti nel modello numerico a quelli strutturali al fine di valutare la nuova risposta.

5.1 Sostituzione dei parametri nel modello numerico

I grafici che seguono, mostrano il confronto tra le prove sperimentali su modello aeroelastico (linea blu)¹² e la risposta simulata numericamente con pressioni misurate su modello rigido definito da parametri strutturali (linea verde)¹³ e con l'aggiunta dei parametri aerodinamici stimati¹⁴ (linea rossa). In particolare, per ogni velocità, sono stati inseriti lo smorzamento aerodinamico adimensionale, che è stato poi sommato algebricamente a quello strutturale, e la frequenza totale stimata, anche se la variazione di frequenza può essere trascurata come dimostrato nel §4.3.1. Così facendo è come se le equazioni di moto del modello tenessero già conto degli effetti aeroelastici, non più presenti nella forzante, e variassero per ogni velocità del vento testata. Lo smorzamento totale inserito nel

¹² Riportato nel Capitolo 2, § 2.2.

¹³ Riportato nel Capitolo 2, § 2.1.

¹⁴ Vedi Capitolo 4, § 4.3.

modello numerico è la somma dello strutturale¹⁵ e di quello aerodinamico calcolato come valor medio tra quelli ricavati con le varie tecniche. In particolare, nel range di *lock-in*, si è tenuto conto delle stime di tutte le tecniche, mentre fuori dal *lock-in* non è stata considerata la stima derivante dalla tecnica proposta da Steckley per quanto già affermato circa le ipotesi di validità¹⁶.

Di seguito, sono riportati i grafici rappresentanti gli smorzamenti utilizzati nel calcolo della risposta del modello numerico sottoposto a forzante misurata su rigido, al variare della velocità ridotta. Le linee continue rappresentano le stime effettuate in regime *smooth flow*, mentre le linee tratteggiate si riferiscono alle prove in *TF*. Inoltre, i puntatori esagonali sono relativi al setup R1 e gli asterischi al setup R0. Nelle figure relative alla direzione *along wind* non sono riportati gli smorzamenti per il setup R0 perchè le stime non sono state ritenute attendibili come spiegato nel § 4.3.2.

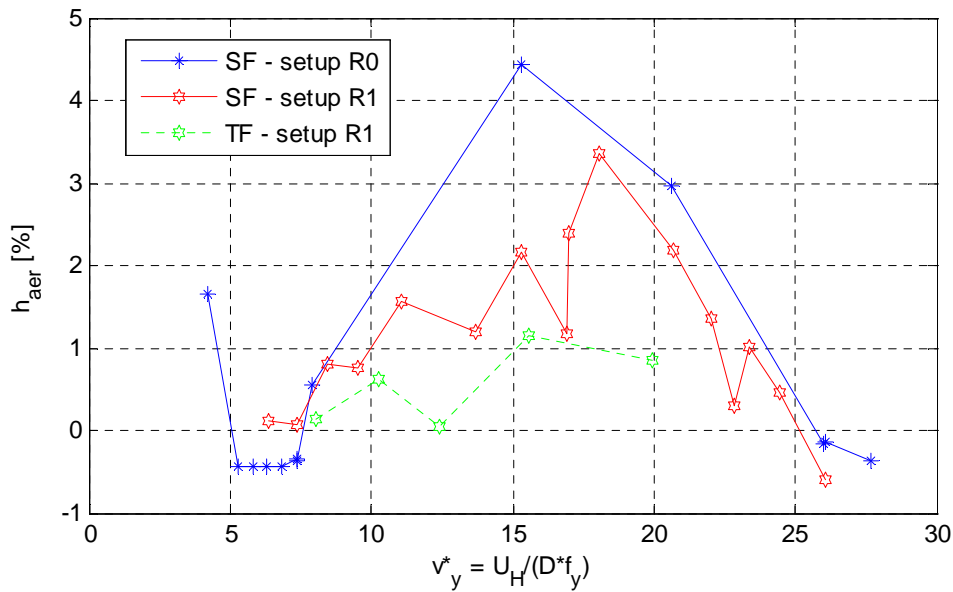


Figura 5.1: Media degli smorzamenti aerodinamici nell'esposizione 0° in direzione *cross wind* utilizzati nella nuova stima della risposta del modello

¹⁵ Che ricordiamo valere: 0.44% per il setup R0 e 1% per il setup R1

¹⁶ Vedi § Analisi e stima dello smorzamento aerodinamico

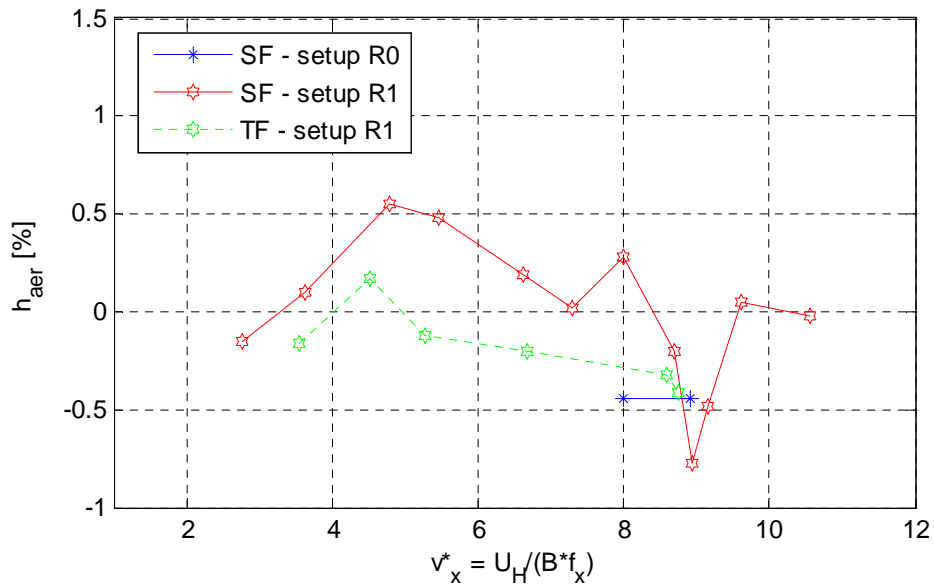


Figura 5.2: Media degli smorzamenti aerodinamici nell'esposizione 90° in direzione *cross wind* utilizzati nella nuova stima della risposta del modello

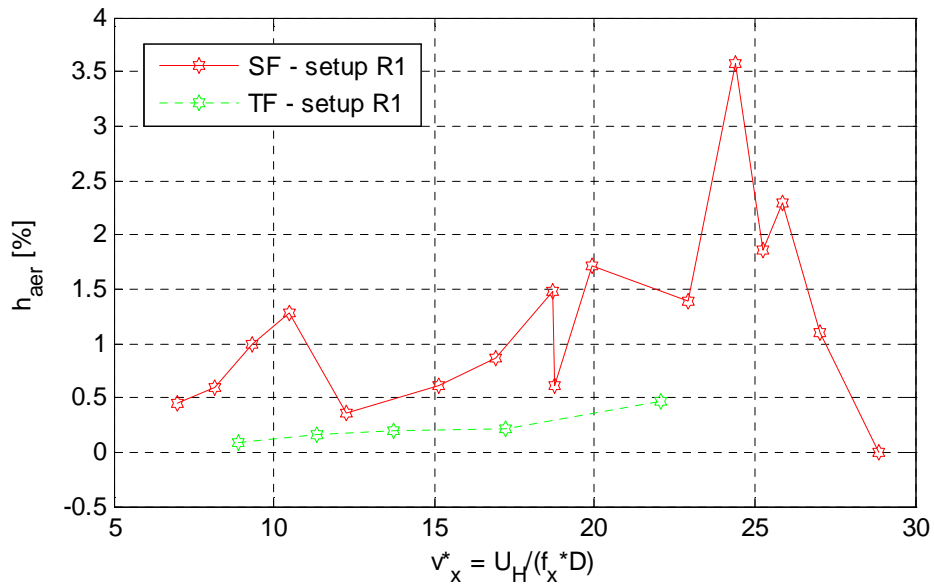


Figura 5.3: Media degli smorzamenti aerodinamici nell'esposizione 0° in direzione *along wind* utilizzati nella nuova stima della risposta del modello

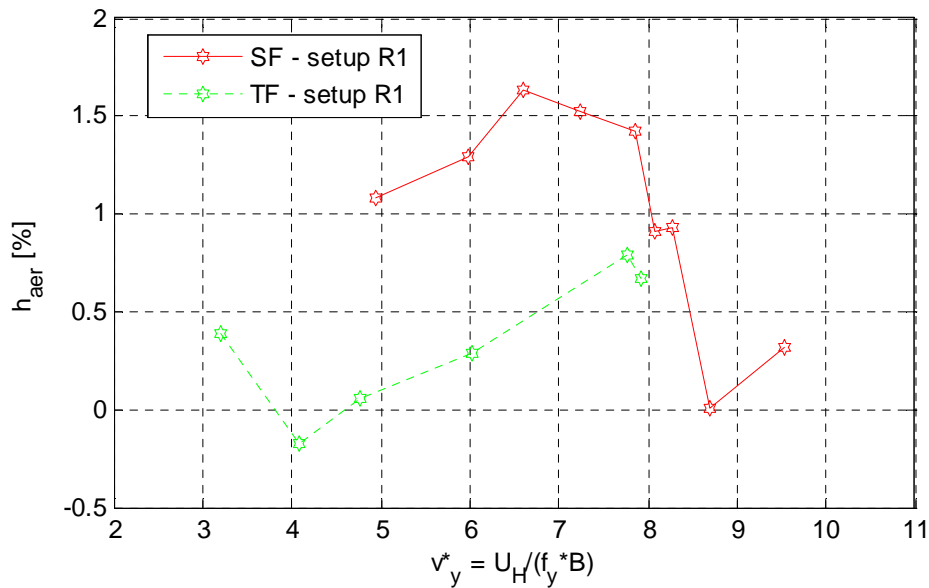


Figura 5.4: Media degli smorzamenti aerodinamici nell'esposizione 90° in direzione *along wind* utilizzati nella nuova stima della risposta del modello

Da Figura 5.1 a Figura 5.4, oltre ad un potenziale confronto tra le stime degli smorzamenti aerodinamici per i diversi setup e profili di vento, è possibile rintracciare delle linee di tendenza per poter valutare la risposta anche per le velocità non testate in galleria, ma comprese nell'intervallo di valori provati. Questa risultano essere meglio definite per il profilo di vento turbolento, peraltro caso più realistico, poiché le stime degli smorzamenti aerodinamici hanno un andamento meno oscillante dei rispettivi casi in cui il profilo è *smooth*.

5.2 Previsione della nuova risposta aeroelastica

Dopo aver definito i parametri aerodinamici, con particolare attenzione allo smorzamento, si è ora in grado di valutare la nuova risposta simulata sul modello numerico con forzante priva degli effetti moto indotti. Il confronto, come già detto, non può essere eseguito istante per istante nel dominio del tempo, poiché le risposte sono calcolate a partire da forzanti misurate in momenti differenti. Il confronto verrà allora eseguito calcolando le deviazioni

standard degli spostamenti su tutta la lunghezza del segnale, come fatto per l'analisi della risposta¹⁷.

Di seguito, sono riportati per ogni situazione le deviazioni standard adimensionalizzate rispetto al lato parallelo alla direzione di oscillazione, al variare della velocità ridotta. I quadrati blu si riferiscono alle prove sperimentali su modello aeroelastico (denominate Exp. Aero. in legenda), le stelle verdi alla risposta simulata su modello rigido con parametri strutturali (in legenda Num. Rig.) ed, infine, i diamanti rossi rappresentano la nuova risposta simulata su modello rigido corretto con lo smorzamento aerodinamico (in legenda Num. Rig. mod.).

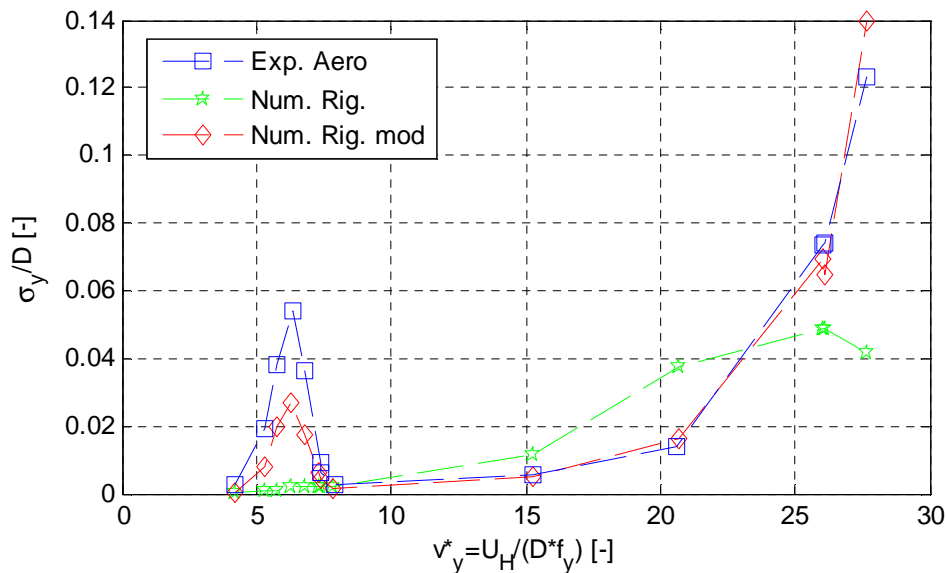


Figura 5.5: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 0° , setup R0, SF, in direzione *cross wind*

La Figura 5.5, rappresenta la situazione per l'esposizione 0° in SF con smorzamento strutturale del 0.44%. Il caso analizzato è quello dove sono presenti effetti aeroelastici più marcati e viene evidenziata una considerevole differenza tra la risposta del modello rigido (linea verde) e quella numerica con modello modificato con parametri aeroelastici (linea rossa). In quasi tutti i punti considerati le risposte sono differenti: nella regione di *lock-in*, dove lo smorzamento totale si annulla per l'effetto delle vibrazioni indotte da distacco di vortici, le ampiezze di oscillazione crescono notevolmente avvicinandosi a

¹⁷ Vedi Capitolo 4, § 4.2

quelle del modello aeroelastico. Tuttavia notiamo una sottostima non trascurabile. Al crescere della velocità, come ci si attendeva dalla stima di smorzamenti aerodinamici prima positivi e poi negativi, la nuova risposta diminuisce per poi ricrescere per via del *galloping* allo stesso modo dello sperimentale. Possiamo quindi concludere il commento ai risultati di Figura 5.5 affermando che, in questo caso, la stima degli smorzamenti permette al modello numerico di avvicinarsi notevolmente al caso sperimentale, in particolar modo nelle regione dove gli effetti aeroelastici sono smorzanti e quando si instaura *galloping*. Nella regione di *lock-in*, le ampiezze stimate sono molto maggiori rispetto al caso rigido, ma non abbastanza da consentire una stima ottima del comportamento dell'aeroelastico. Questo comportamento è dovuto principalmente da due motivi: in primo luogo, l'ipotesi iniziale di considerare le forzanti agenti su modello rigido ed aeroelastico molto simili, viene a mancare (come riportato nel Capitolo 4, § 4.1, Figura 4.1 e Figura 4.2) ed, in secondo luogo, l'indipendenza dall'ampiezza di oscillazione non è trascurabile per il fenomeno di distacco di vortici. Di conseguenza, possiamo affermare che l'approccio usato, nell'intervallo di *lock-in*, raggiunge il suo limite.

La direzione *along wind* per questa esposizione e per la successiva non è stata riportata poichè le misure e le stime dei parametri effettuate non possono essere ritenute attendibili per i problemi già spiegati precedentemente § 3.2.3

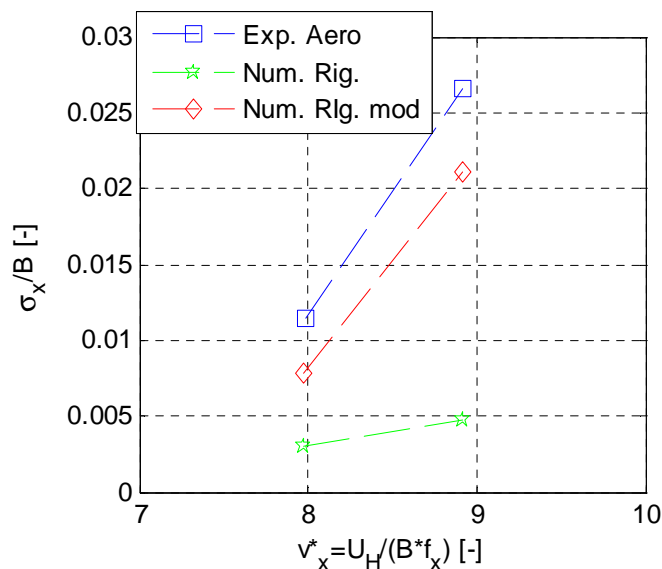


Figura 5.6: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 90°, setup R0, SF, in direzione *cross wind*

Nell'esposizione 90° , riportata in Figura 5.6, la direzione *cross-wind* offre risultati molto soddisfacenti: nella regione di *lock-in* lo smorzamento totale inserito è nullo e la risposta aumenta rispetto a quella del rigido (linea verde), tendendo allo sperimentale (linea blu).

Passando al setup R1, i risultati relativi alla direzione *cross wind*, mostrata in Figura 5.7 sono ottimi: la nuova risposta è molto simile al risultato sperimentale andando a sovrapporsi in molte situazioni, ad eccezione della velocità critica dove il modello rigido modificato cerca di riprodurre il picco caratteristico che manca nella risposta sperimentale. In direzione *along wind* (vedi Figura 5.8), i risultati calcolati con i parametri modificati differiscono da quelli sperimentali. Essi possono comunque essere ritenuti attendibili per i problemi sulla misura sperimentale e perchè in accordo con la teoria che prevede un effetto aeroelastico smorzante.

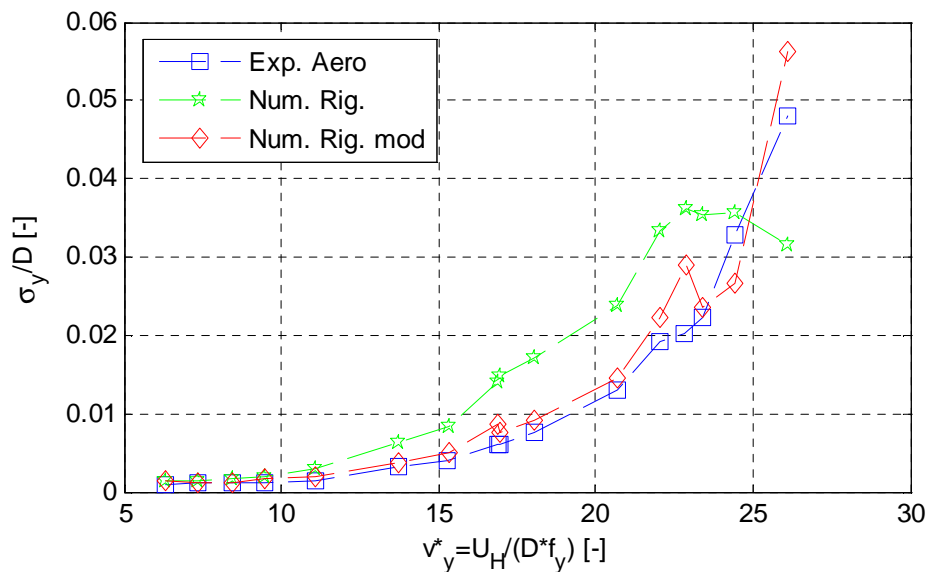


Figura 5.7: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 0° , setup R1, *SF*, in direzione *cross wind*

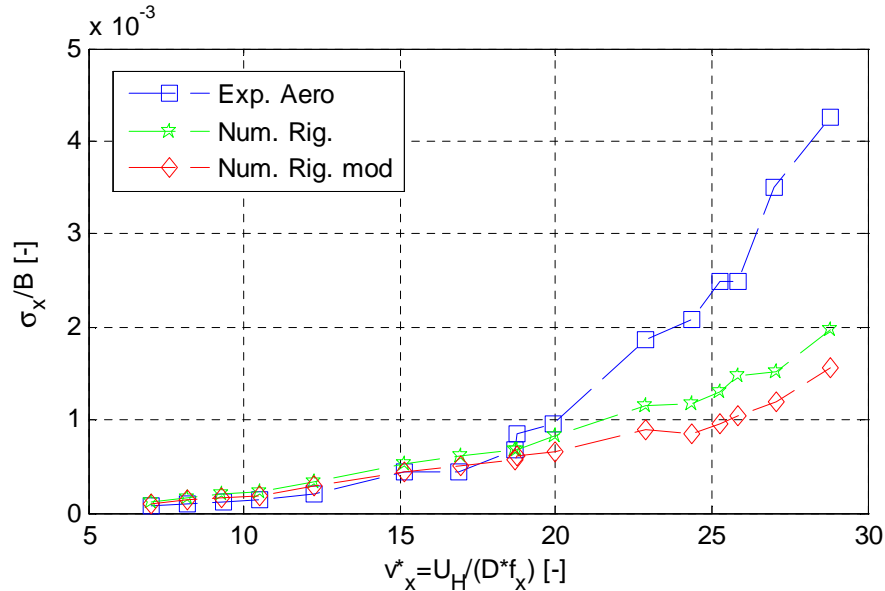


Figura 5.8: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 0° , setup R1, SF, in direzione *along wind*

Nell'esposizione 90° , rappresentata in Figura 5.9 e in Figura 5.10, è sempre ottima l'aderenza dei risultati nella direzione *cross wind*: gli smorzamenti stimati tendono ad "indirizzare" la nuova risposta verso quella sperimentale. Come per l'altra esposizione 0° (Figura 5.7), notevoli sono i miglioramenti e ben visibili soprattutto nell'intervallo di *lock-in*.

Nella direzione *along wind* (Figura 5.10), gli smorzamenti stimati abbassano leggermente la risposta del rigido verso quella dell'aeroelastico, tuttavia la differenza tra le due rimane considerevole.

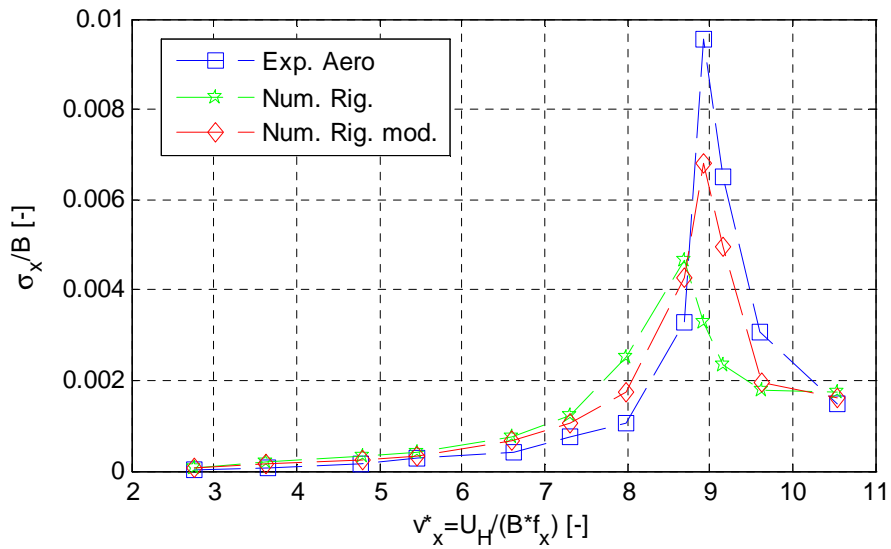


Figura 5.9: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 90°, setup R1, SF, in direzione *cross wind*

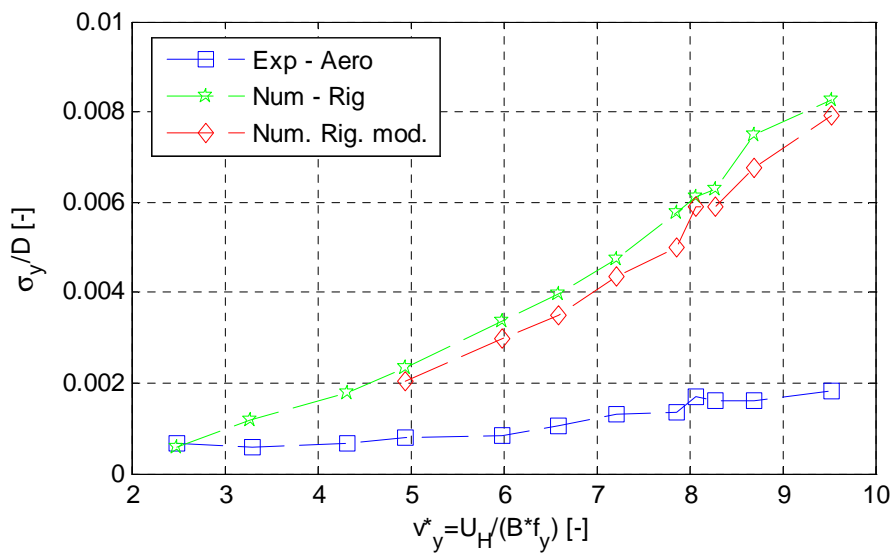


Figura 5.10: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 90°, setup R1, SF, in direzione *along wind*

Le figure seguenti presentano i casi in regime turbolento.

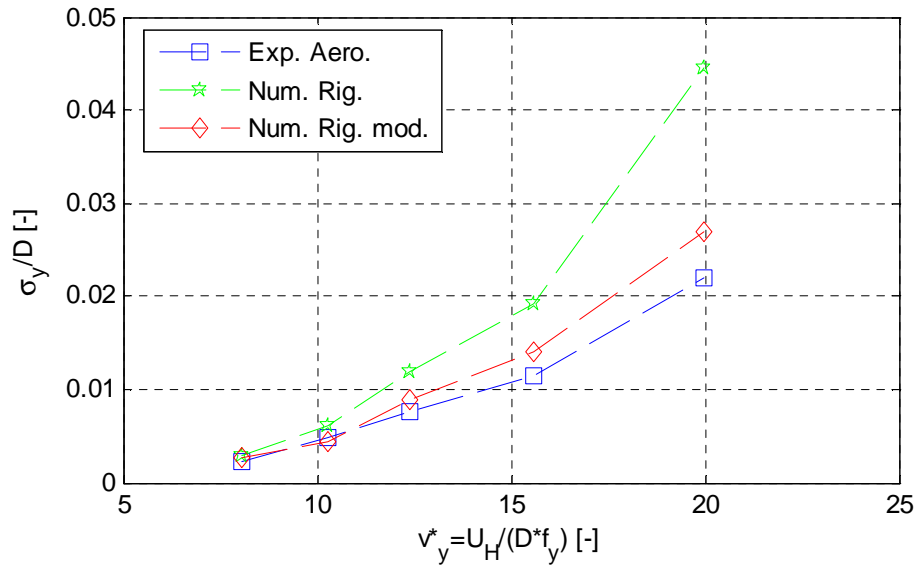


Figura 5.11: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 0° , setup R1, *TF*, in direzione *cross wind*

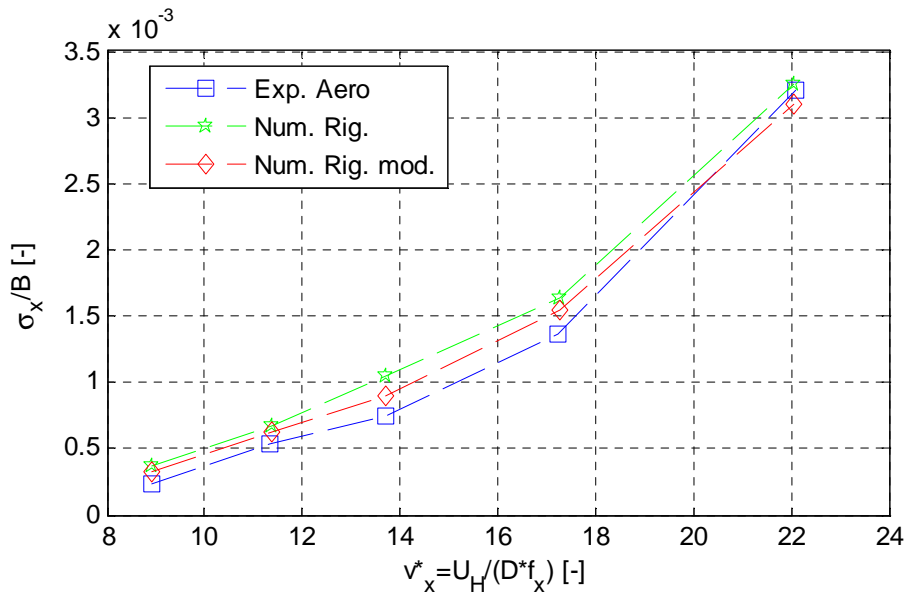


Figura 5.12: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 0° , setup R1, *TF*, in direzione *along wind*

L'esposizione 0° in regime turbolento (Figura 5.11 e Figura 5.12) mostra per entrambe le direzioni risultati più che soddisfacenti. Nella direzione *cross wind*, presentata in Figura 5.11, la risposta del modello numerico modificato si inserisce tra le due linee, rigido ed aeroelastico, andando ad avvicinarsi alla risposta sperimentale. In direzione *along wind* (Figura 5.12) non sono presenti effetti aeroelastici particolarmente significativi, tuttavia i parametri stimati permettono alla risposta derivante da modello con parametri aerodinamici di avvicinarsi ancor di più allo sperimentale.

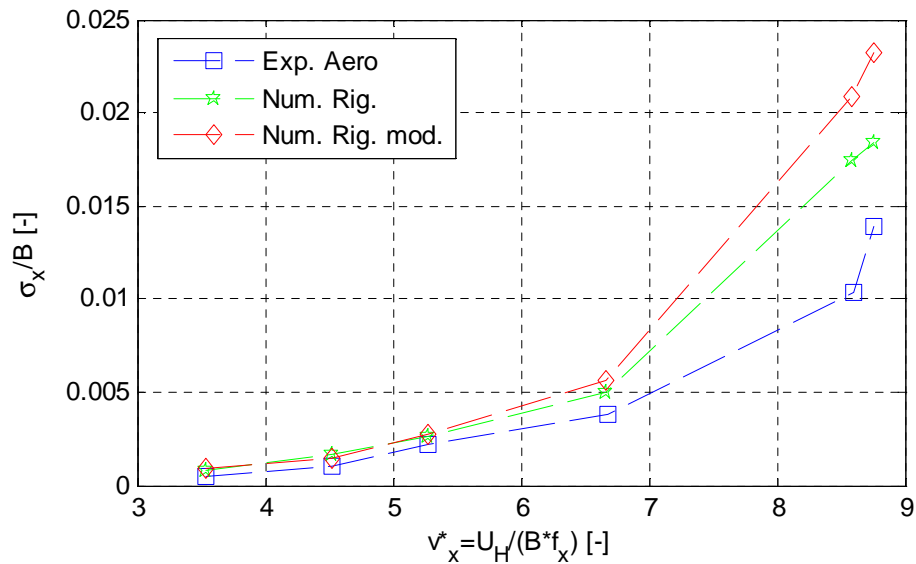


Figura 5.13: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 90° , setup R1, TF, in direzione *cross wind*

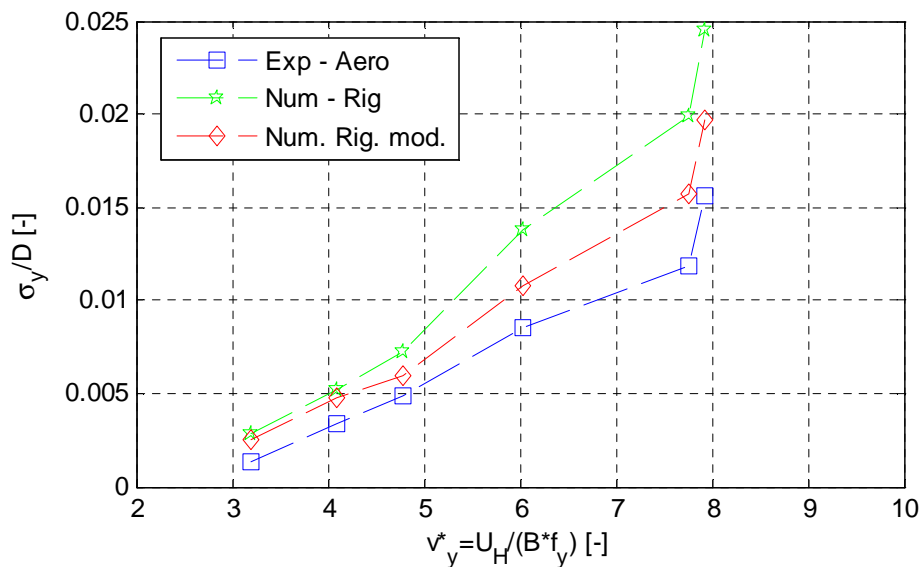


Figura 5.14: Confronto tra i risultati sperimentali e numerici per l'esposizione 90° , setup R1, TF, in direzione *along wind*

Per l'esposizione 90° in direzione *cross wind*, rappresentata in Figura 5.13, i parametri stimati allontanano la nuova risposta stimata. Questo imprevisto comportamento non trova particolari giustificazioni poiché in linea con il risultato delle tecniche di identificazione (che hanno indicato un smorzamento aerodinamico negativo) e con i risultati riportati in letteratura¹⁸. Di conseguenza, l'unica soluzione che può spiegare l'errata riproduzione del comportamento aeroelastico sperimentale è una sovrastima delle ampiezze di oscillazione simulate su modello rigido. Difatti, se queste fossero inferiori a quelle misurate su aeroelastico, gli smorzamenti negativi introdotti aumenterebbero la risposta simulata su modello rigido andando verso le ampiezze sperimentali.

Nella direzione *along wind*. (Figura 5.14), invece, gli esigui effetti aeroelastici mostrati dalla differenza tra le risposte del numerico rigido e sperimentale, sono ben stimati e riprodotti dal modello numerico modificato. La risposta si avvicina

¹⁸ Come visto nel § 4.3.3.1 confronto con risultati in [XV], Figura 4.79.

di molto al risultato sperimentale come previsto anche dalla teoria quasi-statica¹⁹ e dal confronto con la letteratura²⁰.

In conclusione al paragrafo, sono riportati i confronti nel dominio del tempo e delle frequenze degli spostamenti misurati e stimati in alcuni casi particolari.

I casi analizzati sono:

1. Esposizione 90°, *SF*, smorzamento strutturale all'1%, in direzione *cross wind* nella regione di *lock-in*, in particolare $v_x^* = 6.36$; smorzamento aerodinamico introdotto pari a -0.77%
2. Esposizione 0°, *TF*, smorzamento strutturale all'1%, in direzione *cross wind*, $v_y^* = 20$; smorzamento aerodinamico introdotto pari 0.85%
3. Esposizione 0°, *SF*, smorzamento strutturale all'0.44%, in direzione *cross wind* in presenza di *galloping*; smorzamento aerodinamico introdotto pari -0.37%

Le linee rosse rappresentano le misure effettuate sul modello aeroelastico, mentre quelle blu sono quelle stimate numericamente a partire dai parametri trovati.

¹⁹ Vedi §4.3.3.3

²⁰ Vedi §4.3.3.1 e § 4.3.3.2

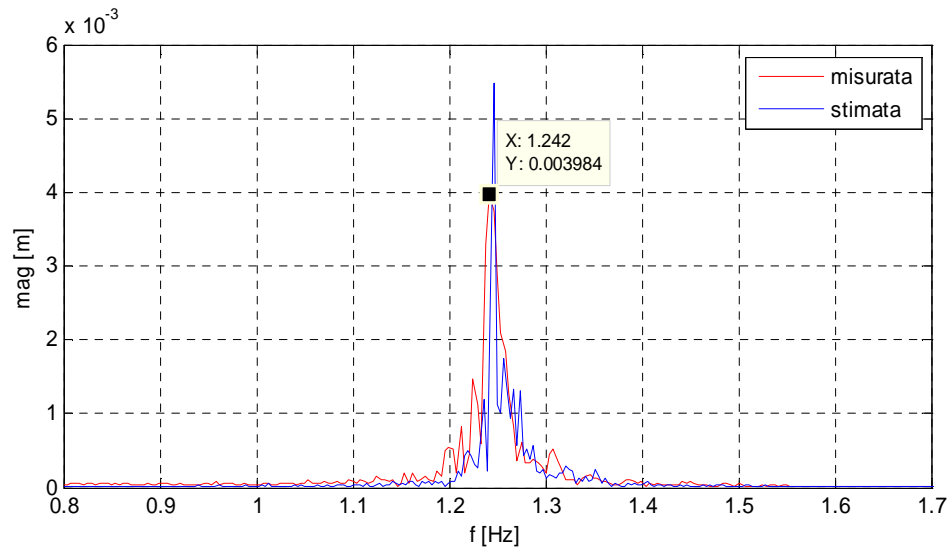


Figura 5.15: Confronto tra i moduli degli spettri dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 90° , SF , setup R1, direzione *cross wind*, $v_x^* = 6.36$.

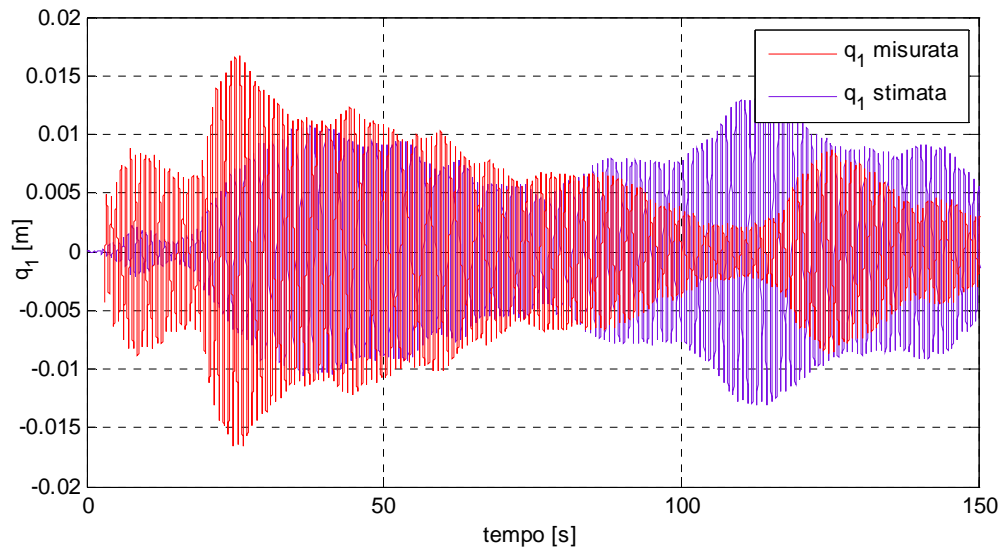


Figura 5.16: Confronto tra le time history dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 90° , SF , setup R1, direzione *cross wind*, $v_x^* = 6.36$.

Dalla Figura 5.15 e Figura 5.16, che si riferiscono ad una stima effettuata nell'intervallo di *lock-in*, il confronto risulta essere soddisfacente. Gli spettri degli spostamenti, Figura 5.15, sono molto simili ad eccezione della sovrastima del picco. Dalla Figura 5.16, dove è rappresentata l'evoluzione temporale dello

spostamento per il caso in esame, è possibile confrontare almeno indicativamente, l'ordine di grandezza delle ampiezze di oscillazione. Quest'ultimo risulta essere simile come già dimostrato nel confronto riportato in Figura 5.9.

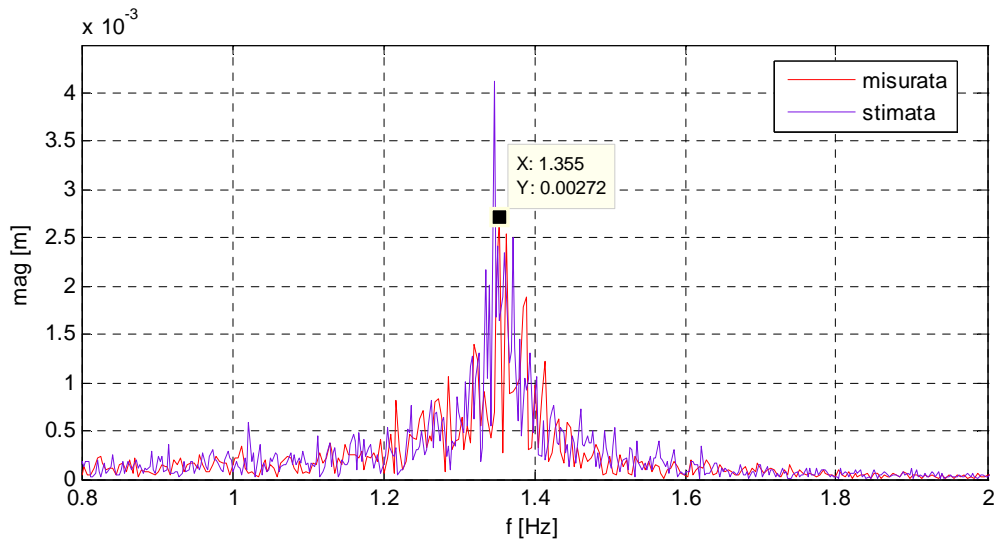


Figura 5.17: Confronto tra i moduli degli spettri dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 0° , TF , setup R1, direzione *cross wind*, $v_y^* = 20$.

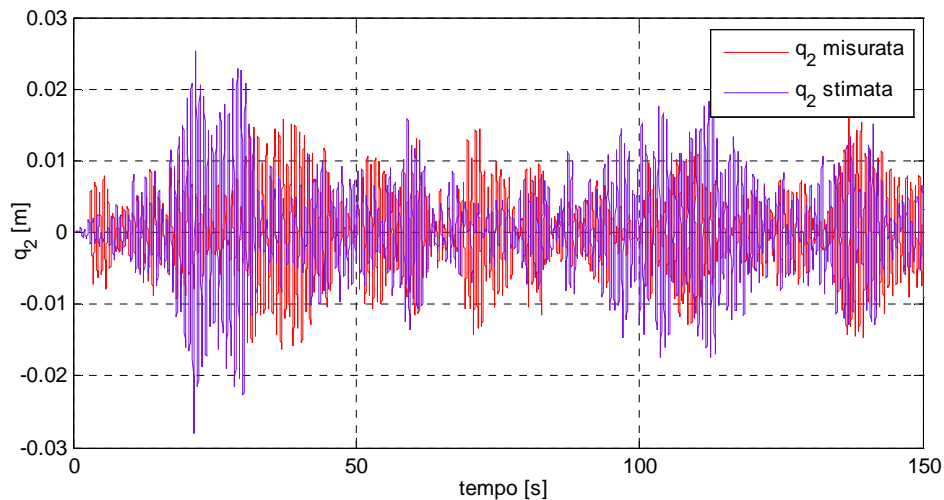


Figura 5.18: Confronto tra le time history dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 0° , TF , setup R1, direzione *cross wind*, $v_y^* = 20$.

Nel caso in regime turbolento (Figura 5.17 e Figura 5.18), il confronto è altrettanto buono: gli spettri sono ancora una volta molto simili con una leggera sovrastima del picco nella frequenza di massima oscillazione ($f_y^{max} = 1.355$), mentre le storie temporali sono dello stesso ordine di grandezza.

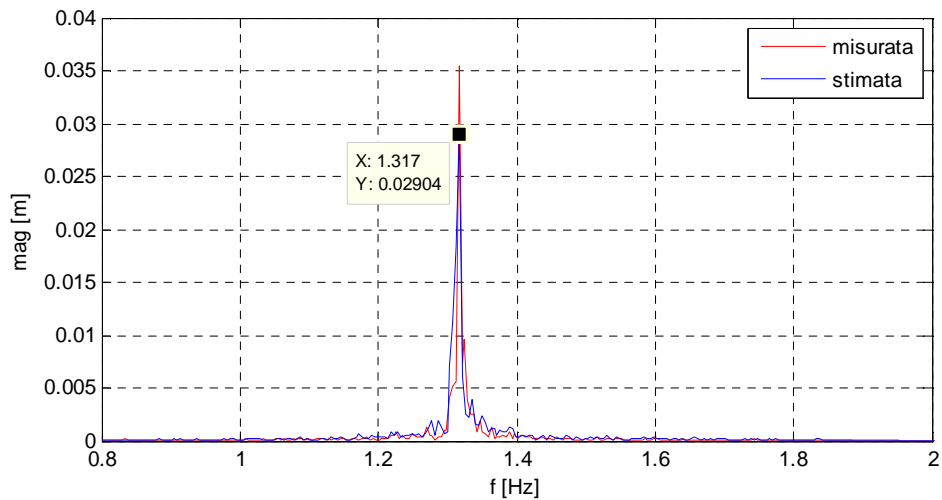


Figura 5.19: Confronto tra i moduli degli spettri dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 0° , SF , setup R0, direzione *cross wind*, $v_y^* = 27.67$.

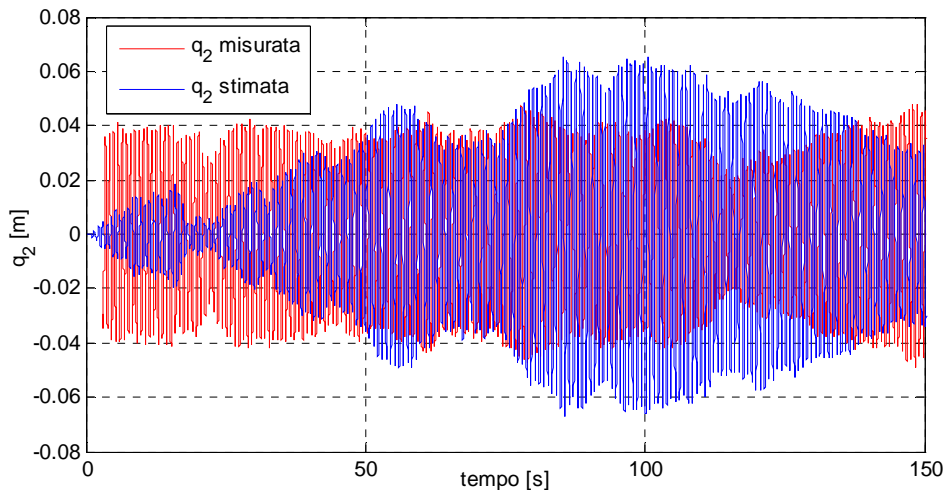


Figura 5.20: Confronto tra le time history dello spostamento misurato su modello aeroelastico e calcolato numericamente con parametri aerodinamici dalle pressioni misurate su modello rigido. Esposizione 0° , SF , setup R0, direzione *cross wind*, $v_y^* = 27.67$.

Infine, nel caso in cui si instaura *galloping*, il modulo dello spettro alla massima frequenza di oscillazione (Figura 5.19) questa volta è sottostimato, mentre dal confronto riportato in Figura 5.20, si può notare come la risposta prettamente sinusoidale del modello aeroelastico e causata dal forzamento monoarmonico, non è riprodotta dalle simulazioni numeriche in cui l'ampiezza varia nel tempo.

5.3 Analisi di sensibilità dello smorzamento sulla risposta

Le stime dello smorzamento effettuate con le diverse tecniche presentano per vari casi una apprezzabile dispersione. La lunghezza delle storie temporali della base dati sperimentale, il rumore sulle misure e il metodo utilizzato sono alcune delle cause della dispersione dei risultati che impediscono di trovare un valore preciso. Di conseguenza, risulta di fondamentale importanza la comprensione dell'effetto sulla risposta da parte dell'incertezza sulla stima dei parametri identificati. Per investigare questo aspetto, sono state eseguite delle prove facendo variare lo smorzamento aerodinamico inserito nel modello numerico e ricalcolando la deviazione standard della risposta. La variazione è stata eseguita modificando percentualmente il valore dello smorzamento, ma cambiando in valore assoluto lo smorzamento aerodinamico, in particolare aumentando e diminuendo di 0.1% e di 0.2%.

Le analisi di sensibilità sono state condotte su due differenti tipi di prove:

1. Esposizione 90° , profilo incidente *smooth*, direzione *cross wind*;
2. Esposizione 0° , profilo incidente *turbulent*, direzione *cross wind*.

Nelle prove relative al caso 1 gli smorzamenti utilizzati nelle simulazioni sono quelli riportati in Figura 5.21 al variare della velocità ridotta.

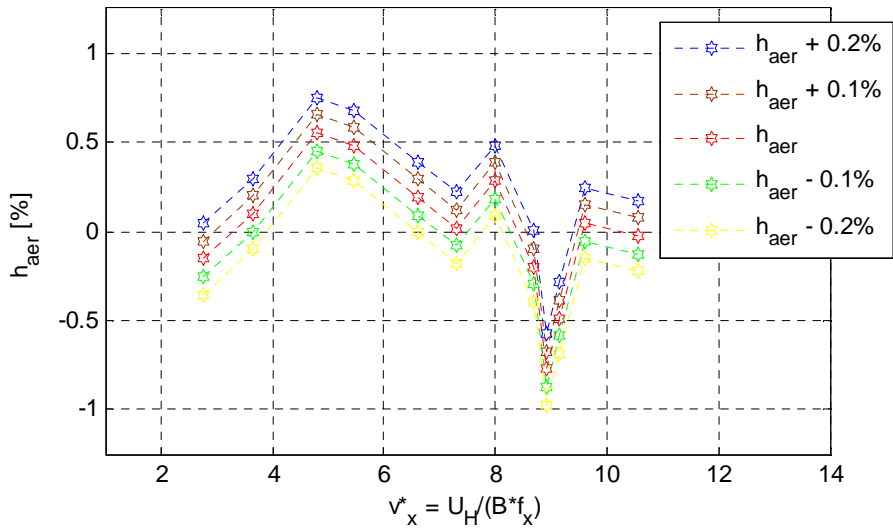


Figura 5.21: Smorzamenti aerodinamici adimensionali utilizzati per analisi di sensibilità nella prova su modello rigido in *SF* in direzione *cross wind* per l'esposizione 90°

In Figura 5.22 è riportato il rapporto tra la deviazione standard dello spostamento calcolata con lo smorzamento aerodinamico adimensionale modificato ($\sigma_{x\ sens}$) sulla deviazione standard dello spostamento calcolato con il parametro stimato (σ_x) al variare della velocità ridotta.

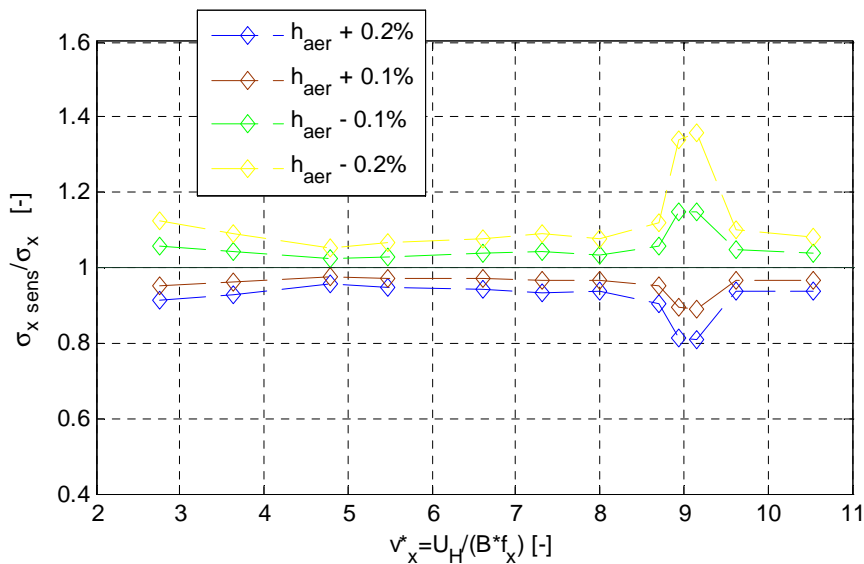


Figura 5.22: Rapporto tra la deviazione standard dello spostamento calcolata numericamente con gli smorzamenti modificati e la deviazione standard dello spostamento calcolata con lo smorzamento stimato. Prova per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* in *SF*

Dalla Figura 5.22 emerge come la differenza sul parametro inserito nel modello modifichi la risposta. Ovviamente, minore è lo smorzamento introdotto e maggiori saranno le ampiezze di oscillazione stimate: ciò si traduce, nella figura di riferimento, con un maggior valore del rapporto tra le deviazioni standard. Viceversa, i valori indicati con i colori più scuri, che si riferiscono a simulazioni con smorzamenti maggiorati, sono inferiori all'unità. L'effetto dell'incertezza sulla stima dello smorzamento è diffuso su tutte le velocità, tuttavia anche con incertezze dello 0.2%, la risposta del 10%. Il discorso non vale per l'intervallo di velocità 8.5 e 10, ovvero il *lock-in*: in questo range, essendo il sistema forzato alla risonanza, un'errata stima dello smorzamento può cambiare notevolmente la stima della risposta. Errori dello -0.2%, possono sovrastimare le ampiezze fino al 40%. Come mostrato in Figura 5.23, dove è rappresentato il modulo della funzione di trasferimento tra forzamento e spostamento per il primo modo, per variazioni di smorzamento aerodinamico dello 0.1% per ogni linea, errori di stima negativi hanno un effetto maggiore di errori di segno opposto.

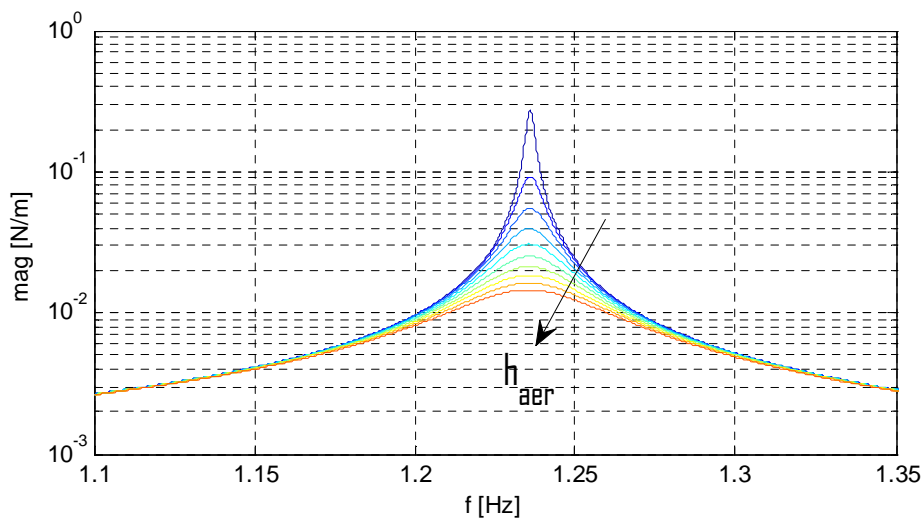


Figura 5.23: Variazione del modulo della funzione di trasferimento tra forzamento e spostamento per il primo modo nell'intorno della risonanza al variare dello smorzamento aerodinamico adimensionale

In Figura 5.24 sono riportati i medesimi risultati appena commentati riguardo alle prove in regime turbolento per l'esposizione 0° .

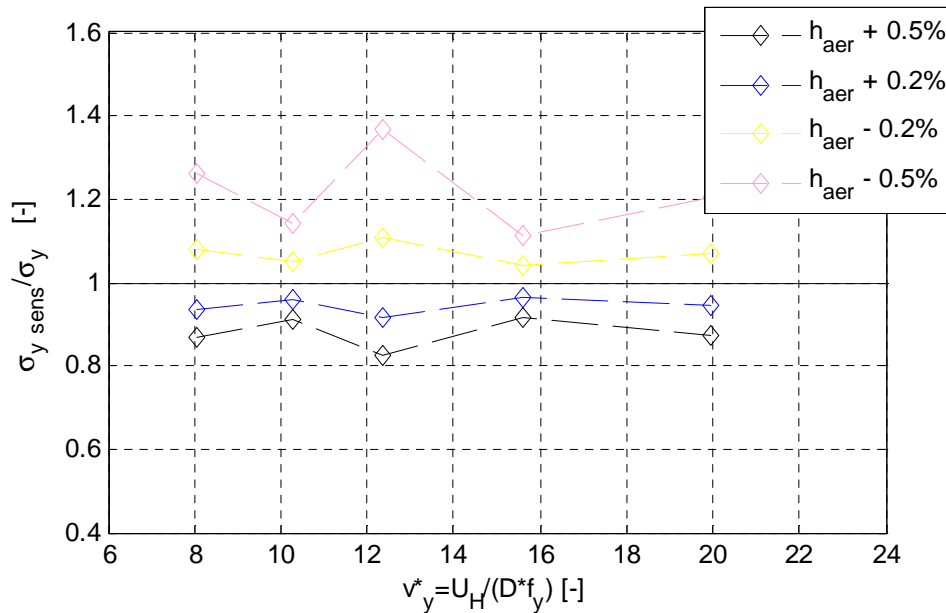


Figura 5.24: Rapporto tra la deviazione standard dello spostamento calcolata numericamente con gli smorzamenti modificati e la deviazione standard dello spostamento calcolata con lo smorzamento stimato. Prova per l'esposizione 0° in direzione *cross wind* in *TF*

Nel regime turbolento, riportato in Figura 5.24, sono state eseguite prove, variando lo smorzamento di +/- 0.2% e +/-0.5%. In questo caso non sono presenti fenomeni aeroelastici particolari per cui la variazione della risposta è molto simile per tutte le prove analizzate. Dalla Figura 5.24 si osserva come incertezze nel parametro di +0.5% sottostimano la risposta del 20%, mentre variazioni di -0.5%, sovrastimano nei casi più critici anche del 40% le ampiezze di oscillazione.

Capitolo 6

Conclusioni e sviluppi futuri

Il presente lavoro di tesi ha studiato la risposta di una torre ad elevato sviluppo verticale di sezione rettangolare soggetta a forzanti eoliche. Attraverso campagne sperimentali eseguite presso la galleria del vento del Politecnico di Milano sono state calcolate le distribuzioni di pressioni spazio-temporali agenti su due tipi di modelli in scala geometrica del prisma: il primo rigidamente vincolato a terra, il secondo in scala aeroelastica connesso a terra tramite elementi elastici e pneumatici. Nel seguito, attraverso la definizione di un modello numerico, è stata simulata la risposta della torre soggetta a carichi eolici privi di effetti moto-indotti e sperimentalmente misurati su modello rigido nel 2006. La risposta del modello aeroelastico è stata misurata direttamente sullo stesso attraverso una seconda campagna di prove eseguita nel 2009. Il confronto tra i risultati ottenuti a partire da forzanti diverse ha fatto emergere notevoli differenze nelle risposte, in special modo per alcuni intervalli di velocità dove le forze moto-indotte assumono particolare rilevanza. Il confronto è stato eseguito per due differenti angoli di esposizione che prevedevano uno il lato lungo e l'altro il lato corto della sezione paralleli al flusso incidente, per due differenti profili di vento, il primo a bassa turbolenza ed il secondo con un indice di turbolenza maggiore volto a simulare il vento naturale. Il lavoro si è basato sull'idea di prevedere la risposta della torre aeroelastica simulando numericamente il comportamento del modello soggetto a pressioni misurate da modello rigido, inglobando gli effetti aeroelastici nei parametri meccanici del sistema, in particolar modo nello smorzamento. Dopo aver accertato la scarsa visibilità degli effetti aeroelastici nelle forzanti ed aver analizzato le risposte dei modelli numerico e sperimentale per le casistiche studiate, si è passati alla stima dei parametri aeroelastici, dedicando maggior attenzione allo smorzamento. La stima è stata possibile grazie all'utilizzo di tecniche che potessero stimare i parametri meccanici del sistema comprensivi dell'interazione fluido-struttura, a partire da segnali di un sistema soggetto a forzamento stazionario, random. Tra quelle a disposizione e discusse nella letteratura, sono state utilizzate la *Random Decrement Technique*, la *Natural Excitation Technique*, il filtro di Kalman esteso e la funzione di trasferimento tra momento in fondazione e accelerazione

del modello. Un confronto delle stime ottenute con le corrispondenti presenti in letteratura è stato condotto a conferma della bontà dei risultati ottenuti. Infine, il calcolo della risposta del modello numerico con parametri aeroelastici soggetto a forzamento misurato su rigido è stato effettuato per le velocità sperimentate su modello aeroelastico al fine di confrontare la risposta misurata in galleria con quella numerica predetta. I risultati sono più che soddisfacenti in molte casistiche investigate e mostrano una netta differenza con la risposta simulata su modello rigido. Tuttavia, la forte non linearità caratteristica del fenomeno del *lock-in* limita l'efficacia di questo approccio, soprattutto a causa della linearizzazione dello smorzamento rispetto all'ampiezza di oscillazione e, di conseguenza, per queste velocità i risultati ottenuti sono buoni ma non tali da poter essere ritenuti predittori della risposta reale. Per le altre velocità, le stime calcolate rispecchiano in maniera ottima i risultati ottenuti su modello aeroelastico a testimoniare la bontà del metodo utilizzato nelle situazioni nelle quali il fenomeno non ha particolari caratteristiche di non linearità. Infine, un'analisi di sensibilità della risposta sull'incertezza nella stima dello smorzamento è stata eseguita per comprendere quale margine di errore può essere ritenuto tollerabile nell'identificazione dei parametri aeroelastici. In conclusione, la procedura utilizzata può essere ritenuta un valido metodo per la stima della risposta aeroelastica della torre a partire da forzamento misurato su modello rigido per un ampio intervallo di velocità. La procedura raggiunge il suo limite nell'intervallo di *lock-in*, dove l'eccessiva approssimazione introdotta nel metodo non permette la corretta previsione del comportamento che può essere completata dall'utilizzo di altri modelli specifici per questo tipo di fenomeno. Nel prosieguo degli studi sul comportamento aerodinamico della torre, una ricerca della relazione tra ampiezza di oscillazione e smorzamento aerodinamico al variare della velocità potrebbe ulteriormente migliorare la previsione della risposta, attraverso le tecniche di identificazione già utilizzate. Inoltre, si propone una nuova campagna sperimentale, con la misura di storie temporali in accelerazione e pressione più lunghe rispetto a quelle disponibili, renderebbe più robusta l'analisi eseguita consentendo anche di completare le casistiche non completamente analizzate per la mancanza di prove effettuate. Una buona base di dati che consideri diversi valori di smorzamento strutturale sarebbe utile per verificare le capacità predittive del modello proposto.

Bibliografia

- [I] *Appunti del corso di meccanica dei fluidi II* del prof. Berzi, 2007
- [II] *Appunti del corso di misure e tecniche avanzate* del prof. Vanali, NEXT.
- [III] *Lezioni del corso di progettazione della meccanica*, Trasformata di Hilbert
- [IV] *Appunti del corso di sistemi mecatronici* del prof. Collina, 2009, filtro di Kalman
- [V] Brika D., Laneville A., “*A laboratory investigation of the aeolian power imparted to a conductor using a flexible circular cylinder*”, IEEE Transactions on power delivery, Vol. 11, No. 2, April 1996
- [VI] Brika D., Laneville A., “*Vortex-induced vibrations of a long flexible circular cylinder*”, J. Fluid Mech, Vol. 250, (1993), 481-508
- [VII] Cheli F., Fossati F., Miotto F., Resta F., “*Identificazione nel dominio del tempo di sistemi meccanici per mezzo del filtro di Kalman esteso*”, Rapporto interno, Politecnico di Milano, dipartimento di ingegneria meccanica, Luglio 1995.
- [VIII] Diana G., Cheli F., “*Dinamica e vibrazione dei sistemi meccanici*”, vol. 1-2, UTET Libreria, Torino, 1993
- [IX] Diana G., Giappino S., Resta F., Tomasini G., Zasso A., “*Motion effects on the aerodynamic forces for an oscillating tower through wind tunnel tests*”, EACWE 5 (Florence, Italy, 2009).
- [X] Dyrbye C., Hansen S.O., “*Wind load on structures*”, John Wiley & Sons 1997
- [XI] D’Aquino Patrizia, ,Tesi di laurea magistrale, Università degli studi di Catania, Facoltà di Ingegneria Industriale e Meccanica, A.A. 2006-2007
- [XII] Gu M., Quan Y., “*Across-wind loads of typical tall buildings*”, J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. 92 (2004) 1147-1165

- [XIII] Ibrahim S. R., “ *Random Decrement Technique for Modal Identification of Structures*”, J. Spacecraft, Vol. 14, No. 11, (Nov. 1977) 696-700
- [XIV] Kareem A., T. Kijewski, “*Estimation and modeling of damping and engineering auxiliary damping system in civil engineering structures: an overview*”, NatHaz modeling laboratory, University of Notre Dame
- [XV] Kawai H., “*Vortex induced vibrations of tall buildings*”, J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. 41-44 (1992) 117-128
- [XVI] Marukawa H., Kato N., Fujii K., Tamura Y., “*Experimental evaluation of aerodynamic damping of tall buildings*”, J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. 59 (1996) 177-190
- [XVII] Matsumoto M., Ishizaki H., Matsuoka C., Daito Y., Ichikawa Y., Shimahara A.: “*Aerodynamic effects of the angle of attack on a rectangular prism*”. J. Wind Eng. Ind. Aerodyn, 77/78 (1998) 531-542
- [XVIII] Quan Y., Gu M., Tamura Y., “*Experimental evaluation of aerodynamic damping of square super high-rise buildings*”, J. Wind and Struct. Vol. 8 No. 5 (2005) 309-324
- [XIX] Rosa L., “*Studio in galleria del vento del comportamento aerodinamico ed aeroelastico di un alto edificio a torre a sezione rettangolare*”. Tesi di laurea di dottorato di ricerca in ingegneria dei sistemi meccanici, Politecnico di Milano. Facoltà di Ingegneria. Dipartimento di Meccanica, sezione Meccanica dei sistemi. XX ciclo. Relatore: prof. Zasso
- [XX] SGD_PRE_STR_REL_003, *Riqualificazione del quartiere storico dell'aera della fiera di Milano, fase 1, Relazione prove in galleria del vento*. Politecnico di Milano, 27 Gennaio 2006
- [XXI] SGD_PRE_STR_REL_009, *Riqualificazione del quartiere storico dell'aera della fiera di Milano, fase 1, Relazione prove in galleria del vento*. Definizione dei carichi aerodinamici sulle torri Isozaki, Hadid e Libeskind e delle caratteristiche del vento nelle aree pedonali TA – Isozaki, Politecnico di Milano, 14 Giugno 2006

-
- [XXII] SGD_PRE_STR, *Riqualificazione del quartiere storico dell'area della fiera di Milano, fase 1, Relazione prove in galleria del vento. Aeroelastic test on TA-Isozaki Revision B*. Politecnico di Milano, 24 Febbraio 2009
- [XXIII] Siboni P., Squicciarini G., “*Una metodologia sperimentale per determinare la dinamica indotta dal vento su edifici a grande sviluppo verticale*”. Tesi di laurea, Politecnico di Milano, Facoltà di Ingegneria, Dipartimento di Meccanica, sezione Meccanica dei Sistemi, A.A. 2006-'07. Relatore: prof. Zasso
- [XXIV] Simiu E., Scanlan R.H., *Wind effects on structures- third edition*, John Wiley & Sons
- [XXV] Simon D., “*Optimal state estimation: Kalman, [∞] and non-linear approaches*”, Wiley 2006, New Jersey
- [XXVI] Spanos P.D., Zeldin B. A., *Generalized Random Decrement Method for Analysis of Vibration Data*”, J. Vib. Acoust., Vol. 120, Issue 3, 806-813 (July 1998)
- [XXVII] Steckley A., “*Motion-induced wind forces on chimneys and tall buildings*”, Ph.D. Thesis, University of Western Ontario, London, Canada (1989)
- [XXVIII] Tamura T., Dias P.P.N.L., “*Unstable aerodynamic phenomena around the resonant velocity of rectangular cylinder with small side ratio*”, J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. Vol. 91 (2003) 127-138
- [XXIX] Vickery B.J., Steckley A., “*Aerodynamic damping and vortex excitation on an oscillating prism in turbulent shear flow*”, J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. Vol. 49 (1993) 121-140
- [XXX] Watanabe Y., Isyumov N., Davenport A. G., “*Empirical aerodynamic damping function for tall buildings*”, J. Wind Eng. Ind. Aerodyn. Vol. 72 (1997) 313-321