

Universidade Federal do Rio Grande do Sul

Escola de Engenharia

Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil - PPGEC

***DETERMINAÇÃO DA INFLUÊNCIA DE SEÇÕES TRANSVERSAIS NA
RESPOSTA DINÂMICA DE PONTES ATRAVÉS DE ENSAIOS EM
TÚNEL DE VENTO E IDENTIFICAÇÃO DE SISTEMAS***

Lisandra Fraga Limas

Tese para obtenção do título de

Doutor em Engenharia

Porto Alegre

Novembro de 2007

Universidade Federal do Rio Grande do Sul

Escola de Engenharia

Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil - PPGEC

***DETERMINAÇÃO DA INFLUÊNCIA DE SEÇÕES TRANSVERSAIS NA
RESPOSTA DINÂMICA DE PONTES ATRAVÉS DE ENSAIOS EM
TÚNEL DE VENTO E IDENTIFICAÇÃO DE SISTEMAS***

Lisandra Fraga Limas

Tese apresentada ao corpo docente do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos para a obtenção do título de *Doutor em Engenharia*.

Porto Alegre

Novembro de 2007

L732d

Limas, Lisandra Fraga

Determinação da influência de seções transversais na resposta dinâmica de pontes através de ensaios em túnel de vento e identificação de sistemas / Lisandra Fraga Limas. – 2007.

Tese (doutorado) – Universidade Federal do Rio Grande do Sul. Escola de Engenharia. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil. Porto Alegre, BR-RS, 2007.

Orientador: Prof. Dr. Acir Mércio Loredou-Souza

1. Vento – Estruturas. 2. Pontes (Engenharia). 3. Túnel de vento – Ensaios
I. Loredou-Souza, Acir Mércio, orient. II. Título.

CDU-624.042.4(043)

Esta tese foi julgada adequada para a obtenção do título de *Doutor em Engenharia* e aprovada em sua forma final pelo Orientador e pela banca examinadora do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil.

Prof. Acir Mércio Loredou-Souza
Ph.D., University of Western Ontario, Canadá
Orientador da tese

Prof. Fernando Schnaid
Coordenador do PPGEC / UFRGS

Banca Examinadora:

- *Prof. Herbert Martins Gomes (UFRGS)*
D.Sc., UFRGS - Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil
- *Prof. José Luis Vital de Brito (UnB)*
D.Sc., UFRGS - Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil
- *Prof. Mário José Paluch (UPF)*
D.Sc., UFRGS - Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil

*À minha mãe Jussara pelo apoio e carinho;
Aos meus irmãos, Leonardo e Carolina,
e ao meu afilhado Renan,
dedico este trabalho.*

AGRADECIMENTOS

Ao meu orientador, Prof. Acir Mércio Loredo-Souza, de uma forma muito especial, pela sábia colaboração e amizade durante toda a minha formação superior e realização deste trabalho.

Aos meus amigos e colegas do túnel de vento, Paulo Francisco Bueno, Gustavo, Elvis, Fabrício, Karin, Leandro, Aloísio, Gabriela, Guilherme, Henrique, Josué, Maria Cristina, Matheus e Miguel, pela colaboração, principalmente com a parte experimental deste trabalho.

Aos meus amigos, Juliana Ritt, Vera Regina Cecílio Magnaguagno e Vladimir Mate Paz, pelo apoio nos mais diversos momentos da minha vida e também neste trabalho.

Aos meus amigos e colegas do PPGEC que conviveram comigo durante a realização deste doutorado.

Aos Professores do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil pelo conhecimento transmitido.

Aos meus familiares, e a todos aqueles que direta e indiretamente contribuíram para a realização deste doutorado.

Ao CNPq pela bolsa de estudos concedida.

SUMÁRIO

LISTA DE TABELAS.....	viii
LISTA DE FIGURAS	ix
LISTA DE SÍMBOLOS	xxvi
RESUMO.....	xliii
ABSTRACT	xliv
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Objetivos do trabalho.....	3
2 INSTABILIDADE AERODINÂMICA DE PONTES: REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	5
2.1 Respostas das estruturas ao vento	5
2.1.1 Galope.....	6
2.1.2 Drapejamento	9
2.1.3 Excitação por vórtices	19
2.1.4 Resposta devida à turbulência.....	21
2.2 Identificação de sistemas	23
2.2.1 Aspectos gerais.....	23
2.2.2 Método dos mínimos quadrados para identificação de sistemas de pontes.....	26

2.2.3 Método do “ <i>Random Decrement</i> ” (RD)	29
2.3 Seções transversais de pontes	32
2.3.1 Tabuleiros de seção treliçada.....	33
2.3.2 Tabuleiros de seção tipo placa.....	34
2.3.3 Tabuleiros de seção caixa.....	35
2.3.4 Otimizações para assegurar a estabilidade aerodinâmica.....	37
3 MODELO DE IDENTIFICAÇÃO DE SISTEMAS	40
3.1 Princípios do método proposto	41
3.2 Especificidades do método proposto.....	42
3.3 Sintonização dos modelos de identificação de sistemas	47
4 TÉCNICA EXPERIMENTAL	57
4.1 Testes aerodinâmicos em túnel de vento.....	57
4.1.1 Semelhança.....	58
4.1.2 Modelos reduzidos de pontes	60
4.1.2.1 Modelo seccional.....	61
4.1.2.2 Modelo aeroelástico parcial.....	63
4.1.2.3 Modelo aeroelástico completo.....	64
4.2 Túnel de vento e condições de escoamento	66
4.3 Modelos de ensaio.....	68
4.3.1 Modelagem aerodinâmica	71
4.3.2 Modelagem dinâmica	71
4.4 Equipamentos utilizados	77
4.5 Calibração do modelo	78
4.6 Programa experimental	80

5 RESPOSTA DINÂMICA.....	82
5.1 Determinação da resposta dinâmica.....	82
5.1.1 Medição das amplitudes de vibração em função da velocidade.....	82
5.1.2 Medição da velocidade crítica em função do amortecimento aerodinâmico	83
5.2 Resultados obtidos	83
5.3 Comentários dos resultados	170
5.4 Comentários gerais.....	179
6 CONCLUSÕES	180
6.1 Sugestões para trabalhos futuros.....	181
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	182
ANEXO I.....	188
ANEXO II.....	196
ANEXO III	222

LISTA DE TABELAS

Tab. 2.1 – Efeitos de vento nas estruturas.....	6
Tab. 2.2 - Parâmetros de instabilidade de galope para várias formas de seção transversal (CEB N° 209).....	8
Tab. 2.3 – Valores de β para algumas formas de tabuleiros de pontes (Miranda e Bartoli)..	17
Tab. 2.4 – Coeficientes de forma para diferentes tipos de seções transversais de pontes.....	18
Tab. 3.1 – Parâmetros modais identificados pelo modelo <i>COUPLE</i>	43
Tab. 3.2 – Parâmetros modais identificados pelo modelo <i>EQUAL</i>	45
Tab. 3.3 - Propriedades dinâmicas do protótipo e do modelo seccional dinâmico utilizadas para sintonização dos modelos de identificação.....	48
Tab. 3.4 – Velocidade crítica segundo A_2^*	55
Tab. 3.5 – Velocidade crítica segundo H_1^*	55
Tab. 4.1 - Parâmetros de escala para o modelo seccional dinâmico.	71
Tab. 4.2 - Frequências naturais e modos de vibração correspondentes.	75
Tab. 4.3 - Propriedades dinâmicas do protótipo e do modelo seccional dinâmico.	75
Tab. 4.4 - Plano de experimentos e o sumário das propriedades dinâmicas dos modelos.	81
Tab. 5.1 – Resumo dos resultados.	169

LISTA DE FIGURAS

Fig. 1.1 – Ponte-aqueduto sobre o Gard, destinada ao abastecimento de água de Nimes, França (Pfeil, 1983).	1
Fig. 2.1 – Resultados para aerofólio, tabuleiro da 1ª Tacoma Narrows e três tipos de tabuleiros treliçados de pontes (Scanlan e Tomko, 1971).	12
Fig. 2.2 – Resultados para aerofólio e quatro formas genéricas de tabuleiro de pontes do tipo seção caixão (Scanlan e Tomko, 1971).	13
Fig. 2.3 – Sincronização ou captura de vórtices (Blessmann, 1998).	20
Fig. 2.4 – Resposta da estrutura ao vento: (a) histórico no tempo; (b) espectro de potência (Loredo-Souza e Davenport, 1998).	22
Fig. 2.5 – Função de aceitação conjunta para resposta “background” (Loredo-Souza e Davenport, 1998).	23
Fig. 2.6 – Função de aceitação conjunta para resposta ressonante (Loredo-Souza e Davenport, 1998).	23
Fig. 2.7 – Extração do sinal “Random Decrement” (Yang et al, 1983).	31
Fig. 2.8 – Princípios da técnica do “Random Decrement” (Yang et al, 1983).	31
Fig. 2.9 – Primeira Ponte Tacoma Narrows (EUA). Seção transversal do tabuleiro, dados de construção e parâmetros estruturais aplicados para o primeiro modo assimétrico de vibração (Larsen, 1998; Farquharson et al, 1949-54).	32
Fig. 2.10 – Primeira Ponte Tacoma Narrows (EUA) durante a oscilação.	32
Fig. 2.11 – Primeira Ponte Tacoma Narrows (EUA) no momento e após o colapso.	33

Fig. 2.12 – Ponte Golden Gate - EUA.....	34
Fig. 2.13 – Ponte Akashi Kaikyo - Japão.....	34
Fig. 2.14 – Ponte Whitestone – EUA.....	35
Fig. 2.15 – Tipos de seção caixão: (a) caixão central, (b) caixão em toda largura e (c) vigas caixão de extremidade.....	36
Fig. 2.16 – Seção transversal do tabuleiro da Ponte Great Belt East – Dinamarca.....	36
Fig. 2.17 – Ponte Great Belt East – Dinamarca.....	37
Fig. 2.18 – Ponte Tatara – Japão.....	37
Fig. 2.19 – Pórtico com os ADS's preparados para ensaios na COPPE-UFRJ (Battista e Pfeil, 2005).....	38
Fig. 2.20 –Estabilizadores para tabuleiros de pontes; (a, b) com bordo suavizador, (c) com bordo suavizador mais placa divisória, (d, e) flape.....	39
Fig. 3.1 – Fluxograma do modelo de identificação de sistemas COUPLE.....	44
Fig. 3.2 – Fluxograma do modelo de identificação de sistemas EQUAL.....	46
Fig. 3.3 – Seção transversal do tabuleiro do protótipo da ponte utilizada para sintonização dos modelos de identificação.....	48
Fig. 3.4 – Modelo <i>COUPLE</i> . Valores do amortecimento aerodinâmico em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).....	50
Fig. 3.5 – Modelo <i>EQUAL</i> . Valores do amortecimento aerodinâmico em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).....	51
Fig. 3.6 – <i>LAC</i> . Valores do amortecimento aerodinâmico em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).....	52
Fig. 3.7 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).....	52

Fig. 3.8 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).....	52
Fig. 3.9 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).....	53
Fig. 3.10 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).....	53
Fig. 3.11 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_I^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).....	54
Fig. 3.12 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_I^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).....	54
Fig. 4.1 – Resposta típica de corpos rombudos em escoamentos suave (Ito e Nakamura, 1982).	58
Fig. 4.2 – Modelo seccional de escala 1:50 da Ponte Guamá (Rocha et al, 2001).....	62
Fig. 4.3 – Modelo seccional de escala 1:40 da Ponte Maysville – versão em aço (Irwin, 1998).	62
Fig. 4.4 – Modelo aeroelástico parcial de escala 1:300 da Ponte Great Belt East (Larose, 1992).....	63
Fig. 4.5 – Modelo aeroelástico parcial de escala 1:150 da Ponte Golden Gate (Irwin, 1998).	64
Fig. 4.6 – Modelo aeroelástico completo de escala 1:100 da Ponte Akashi Kaikyo - Japão.	65
Fig. 4.7 – Modelo aeroelástico completo de escala 1:200 da Ponte Tatara - Japão.....	65
Fig. 4.8 – Túnel de Vento Prof. Joaquim Blessmann.....	67
Fig. 4.9 – Configuração geral do túnel de vento Prof. Joaquim Blessmann da UFRGS (Blessmann, 1990).....	67

Fig. 4.10 – Dimensões em [mm] da grelha plana G-I.	67
Fig. 4.11 – Seção transversal do tabuleiro do protótipo da ponte - PO.....	69
Fig. 4.12 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PT.	69
Fig. 4.13 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - POS.	69
Fig. 4.14 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PON.	69
Fig. 4.15 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PCN.	70
Fig. 4.16 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PC.	70
Fig. 4.17 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PONP.	70
Fig. 4.18 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PONPP.....	70
Fig. 4.19 – Modelo PO, seção original: vista geral do modelo no interior do túnel de vento.	72
Fig. 4.20 – Modelo PT, seção tipo H ou “Tacoma”: vista em detalhe do modelo no interior do túnel de vento.	72
Fig. 4.21 – Modelo POS, seção original simplificada (sem guarda-corpo e guarda-rodas): vista em detalhe do modelo no interior do túnel de vento.	73
Fig. 4.22 – Modelo PON, dispositivo aerodinâmico triangular adicionado nos extremos da seção original.....	73
Fig. 4.23 – Modelo PCN, chapa adicionada na face inferior da PON para fechamento em forma de caixão trapezoidal.....	74
Fig. 4.24 – Modelo PC, chapa adicionada na face inferior da PO para fechamento em forma de caixão, ou, retirada dos dispositivos aerodinâmicos triangulares da PCN.	74
Fig. 4.25 – Modelo PONP, dispositivo aerodinâmico triangular com o dobro da largura do dispositivo da PON e da PCN adicionado nos extremos da seção original.....	74

Fig. 4.26 – Modelo PONPP, placas divisórias adicionadas nos dispositivos aerodinâmicos da PONP.....	75
Fig. 4.27 – Sistema de apoio elástico do modelo dinâmico com o dispositivo para incremento do amortecimento do sistema.	76
Fig. 4.28 – Esquema de sustentação do modelo com molas. Modelo com dois graus de liberdade.	76
Fig. 4.29 – Aparato experimental utilizado nos ensaios dinâmicos (a) e detalhe do posicionamento do acelerômetro piezoelétrico (b).....	77
Fig. 4.30 – Registro da curva de decaimento do modelo da seção original em vibração livre.	79
Fig. 4.31 – Espectros de potência dos registros em vibração livre do modelo da seção original.	79
Fig. 4.32 – Sistema de referência dos dois graus de liberdade do modelo seccional dinâmico sob ação do vento em um ângulo de incidência de 0°	80
Fig. 5.1 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,07\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).	84
Fig. 5.2 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,04\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).	84
Fig. 5.3 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,07\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_00_T_00).....	85
Fig. 5.4 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,04\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_00_T_00).....	85
Fig. 5.5 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).	86

-
- Fig. 5.6 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,59\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00). 86
- Fig. 5.7 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_26_T_00). 87
- Fig. 5.8 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,59\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_26_T_00). 87
- Fig. 5.9 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,09\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00). 88
- Fig. 5.10 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,06\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00). 88
- Fig. 5.11 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,09\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PT_00_T_00). 89
- Fig. 5.12 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,06\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PT_00_T_00). 89
- Fig. 5.13 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,08\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00). 90
- Fig. 5.14 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,04\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00). 90
- Fig. 5.15 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,08\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: POS_00_T_00). 91

-
- Fig. 5.16 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,04\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: POS_00_T_00). 91
- Fig. 5.17 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,09\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00). 92
- Fig. 5.18 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,05\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00). 92
- Fig. 5.19 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,09\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_00_T_00). 93
- Fig. 5.20 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,05\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_00_T_00). 93
- Fig. 5.21 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00). 94
- Fig. 5.22 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,49\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00). 94
- Fig. 5.23– Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_25_T_00). 95
- Fig. 5.24 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,49\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_25_T_00). 95
- Fig. 5.25 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,24\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00). 96

-
- Fig. 5.26 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,45\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00)..... 96
- Fig. 5.27 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,24\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00)..... 97
- Fig. 5.28 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,45\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00)..... 97
- Fig. 5.29 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00)..... 98
- Fig. 5.30 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,06\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00)..... 98
- Fig. 5.31 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_00_T_00)..... 99
- Fig. 5.32 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,06\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_00_T_00)..... 99
- Fig. 5.33 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00). 100
- Fig. 5.34 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,05\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00). 100
- Fig. 5.35 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PC_00_T_00)..... 101

-
- Fig. 5.36 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,05\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PC_00_T_00)..... 101
- Fig. 5.37 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_00_S_00). 102
- Fig. 5.38 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_00_S_00). 102
- Fig. 5.39 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_T_00)..... 103
- Fig. 5.40 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_T_00)..... 103
- Fig. 5.41 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,26\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_33_S_00). 104
- Fig. 5.42 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,32\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_33_S_00). 104
- Fig. 5.43 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,26\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_T_00)..... 105
- Fig. 5.44 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_{\theta} = 0,32\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_T_00)..... 105
- Fig. 5.45 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,28\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^{\circ}$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00)..... 106

Fig. 5.46 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,34\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).....	106
Fig. 5.47 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,28\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_33_T_00).	107
Fig. 5.48 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,34\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_33_T_00).	107
Fig. 5.49 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,25\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).....	108
Fig. 5.50 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).....	108
Fig. 5.51 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,25\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_00_T_00).	109
Fig. 5.52 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_00_T_00).	109
Fig. 5.53 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).....	110
Fig. 5.54 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).	110
Fig. 5.55 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).....	111

Fig. 5.56 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).	111
Fig. 5.57 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).....	112
Fig. 5.58 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00)	112
Fig. 5.59 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_00_T_00).	113
Fig. 5.60 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_00_T_00).	113
Fig. 5.61 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_00_T_00).	114
Fig. 5.62 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).....	114
Fig. 5.63 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).	115
Fig. 5.64 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).....	115
Fig. 5.65 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).	116

Fig. 5.66 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).....	116
Fig. 5.67 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).	117
Fig. 5.68 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_26_T_00).	117
Fig. 5.69 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_26_T_00).	118
Fig. 5.70 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_26_T_00).	118
Fig. 5.71 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).....	119
Fig. 5.72 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).....	119
Fig. 5.73 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).....	120
Fig. 5.74 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).....	120
Fig. 5.75 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).....	121

Fig. 5.76 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).....	121
Fig. 5.77 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PT_00_T_00).....	122
Fig. 5.78 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PT_00_T_00).....	122
Fig. 5.79 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PT_00_T_00).....	123
Fig. 5.80 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).	123
Fig. 5.81 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).	124
Fig. 5.82 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).	124
Fig. 5.83 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).	125
Fig. 5.84 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).	125
Fig. 5.85 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).	126

Fig. 5.86 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: POS_00_T_00).	126
Fig. 5.87 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: POS_00_T_00).	127
Fig. 5.88 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: POS_00_T_00).	127
Fig. 5.89 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).	128
Fig. 5.90 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).	128
Fig. 5.91 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).	129
Fig. 5.92 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).	129
Fig. 5.93 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).	130
Fig. 5.94 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).	130
Fig. 5.95 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_00_T_00).	131

Fig. 5.96 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_00_T_00).	131
Fig. 5.97 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_00_T_00).	132
Fig. 5.98 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).	132
Fig. 5.99 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).	133
Fig. 5.100 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).	133
Fig. 5.101 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).	134
Fig. 5.102 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).	134
Fig. 5.103 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).	135
Fig. 5.104 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_25_T_00).	135
Fig. 5.105 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_25_T_00).	136

Fig. 5.106 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00).	136
Fig. 5.107 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).	137
Fig. 5.108 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).	137
Fig. 5.109 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).	138
Fig. 5.110 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).	138
Fig. 5.111 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).	139
Fig. 5.112 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).	139
Fig. 5.113 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00).	140
Fig. 5.114 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00).	140
Fig. 5.115 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00).	141

Fig. 5.116 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).....	141
Fig. 5.117 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).....	142
Fig. 5.118 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).....	142
Fig. 5.119 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).....	143
Fig. 5.120 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).....	143
Fig. 5.121 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).....	144
Fig. 5.122 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_00_T_00).....	144
Fig. 5.123 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_00_T_00).....	145
Fig. 5.124 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_00_T_00).....	145
Fig. 5.125 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).....	146

Fig. 5.126 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).....	146
Fig. 5.127 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).....	147
Fig. 5.128 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).....	147
Fig. 5.129 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).....	148
Fig. 5.130 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).....	148
Fig. 5.131 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PC_00_T_00).....	149
Fig. 5.132 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PC_00_T_00).....	149
Fig. 5.133 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PC_00_T_00).....	150
Fig. 5.134 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_S_00).	150
Fig. 5.135 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_S_00).	151

Fig. 5.136 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_00_S_00).	151
Fig. 5.137 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_00_S_00).	152
Fig. 5.138 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: P0NP_00_S_00).	152
Fig. 5.139 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: P0NP_00_S_00).	153
Fig. 5.140 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_00_T_00).	153
Fig. 5.141 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_00_T_00).	154
Fig. 5.142 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_00_T_00).	154
Fig. 5.143 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_33_S_00).	155
Fig. 5.144 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_33_S_00).	155
Fig. 5.145 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_33_S_00).	156

Fig. 5.146 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_S_00).	156
Fig. 5.147 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_33_S_00).	157
Fig. 5.148 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_33_S_00).	157
Fig. 5.149 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_T_00).	158
Fig. 5.150 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_T_00).	158
Fig. 5.151 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_T_00).	159
Fig. 5.152 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).	159
Fig. 5.153 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).	160
Fig. 5.154 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).	160
Fig. 5.155 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).	161

Fig. 5.156 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).	161
Fig. 5.157 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).	162
Fig. 5.158 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_33_T_00).	162
Fig. 5.159 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_33_T_00).	163
Fig. 5.160 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_33_T_00).	163
Fig. 5.161 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).	164
Fig. 5.162 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).	164
Fig. 5.163 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).	165
Fig. 5.164 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).	165
Fig. 5.165 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).	166

Fig. 5.166 – Modelo <i>EQUAL</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).	166
Fig. 5.167 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_00_T_00).	167
Fig. 5.168 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_00_T_00).	167
Fig. 5.169 – Modelo <i>COUPLE</i> . Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_00_T_00).	168
Fig. I.1 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 46,73m/s (grupo de registros: D055S).	188
Fig. I.2 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 46,73m/s (grupo de registros: D055S).	189
Fig. I.3 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 46,73m/s (grupo de registros: D055S).	189
Fig. I.4 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 46,73m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.	190
Fig. I.5 – Modelo <i>EQUAL</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 46,73m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.	190
Fig. I.6 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 57,73m/s (grupo de registros: D055S).	191
Fig. I.7 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 57,73m/s (grupo de registros: D055S).	191
Fig. I.8 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 57,73m/s (grupo de registros: D055S).	192

Fig. I.9 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 57,73m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.	192
Fig. I.10 – Modelo <i>EQUAL</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 57,73m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.	193
Fig. I.11 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 72,22m/s (grupo de registros: D055S).	193
Fig. I.12 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 72,22m/s (grupo de registros: D055S).	194
Fig. I.13 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 72,22m/s (grupo de registros: D055S).	194
Fig. I.14 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 72,22m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.	195
Fig. I.15 – Modelo <i>EQUAL</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 72,22m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.	195
Fig. II.1 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 24,5m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).	196
Fig. II.2 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 24,5m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).	197
Fig. II.3 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 24,5m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).	197
Fig. II.4 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 24,5m/s (grupo de registros: PO_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	198
Fig. II.5 – Modelo <i>EQUAL</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 24,5m/s (grupo de registros: PO_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	198

Fig. II.6 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 51,2m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).	199
Fig. II.7 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 51,2m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).	199
Fig. II.8 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 51,2m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).	200
Fig. II.9 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 51,2m/s (grupo de registros: PO_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	200
Fig. II.10 – Modelo <i>EQUAL</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 51,2m/s (grupo de registros: PO_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	201
Fig. II.11 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 22,3m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).	201
Fig. II.12 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 22,3m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).	202
Fig. II.13 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 22,3m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).	202
Fig. II.14 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 22,3m/s (grupo de registros: PO_00_T_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	203
Fig. II.15 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 64,4m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).	203
Fig. II.16 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 64,4m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).	204
Fig. II.17 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 64,4m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).	204
Fig. II.18 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 64,4m/s (grupo de registros: PO_00_T_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	205

Fig. II.19 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 34,9m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).	205
Fig. II.20 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 34,9m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).	206
Fig. II.21 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 34,9m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).....	206
Fig. II.22 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 34,9m/s (grupo de registros: PO_26_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	207
Fig. II.23 – Modelo <i>EQUAL</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 34,9m/s (grupo de registros: PO_26_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	207
Fig. II.24 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 81,7m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).	208
Fig. II.25 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 81,7m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).	208
Fig. II.26 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 81,7m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).....	209
Fig. II.27 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 81,7m/s (grupo de registros: PO_26_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	209
Fig. II.28 – Modelo <i>EQUAL</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 81,7m/s (grupo de registros: PO_26_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	210
Fig. II.29 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 31,5m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).	210
Fig. II.30 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 31,5m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).	211
Fig. II.31 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 31,5m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).	211

Fig. II.32 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 31,5m/s (grupo de registros: PO_26_T_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	212
Fig. II.33 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 73,6m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).	212
Fig. II.34 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 73,6m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).	213
Fig. II.35 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 73,6m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).	213
Fig. II.36 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 73,6m/s (grupo de registros: PO_26_T_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	214
Fig. II.37 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 25,2m/s (grupo de registros: PT_00_S_00).	214
Fig. II.38 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 25,2m/s (grupo de registros: PT_00_S_00).	215
Fig. II.39 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 25,2m/s (grupo de registros: PT_00_S_00).	215
Fig. II.40 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 25,2m/s (grupo de registros: PT_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	216
Fig. II.41 – Modelo <i>EQUAL</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 25,2m/s (grupo de registros: PT_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	216
Fig. II.42 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 47,3m/s (grupo de registros: PON_00_S_00).	217
Fig. II.43 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 47,3m/s (grupo de registros: PON_00_S_00).	217
Fig. II.44– Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 47,3m/s (grupo de registros: PON_00_S_00).	218

Fig. II.45 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 47,3m/s (grupo de registros: PON_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	218
Fig. II.46 – Modelo <i>EQUAL</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 47,3m/s (grupo de registros: PON_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	219
Fig. II.47 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 57,7m/s (grupo de registros: PONP_00_S_00).	219
Fig. II.48 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 57,7m/s (grupo de registros: PONP_00_S_00).	220
Fig. II.49– Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 57,7m/s (grupo de registros: PONP_00_S_00).	220
Fig. II.50 – Modelo <i>COUPLE</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 57,7m/s (grupo de registros: PONP_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	221
Fig. II.51 – Modelo <i>EQUAL</i> - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 57,7m/s (grupo de registros: PONP_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.	221

LISTA DE SÍMBOLOS

Letras Romanas Maiúsculas:

A	<i>amplitude inicial</i>
$[A]$	<i>matriz dos coeficientes de drapejamento, relativo a “rigidez” aerodinâmica da estrutura</i>
A_f	<i>área frontal</i>
$A_{hr}, A_{\theta r}$	<i>amplitudes iniciais dos movimentos vertical e torsional no modo de vibração r, respectivamente</i>
A_i	<i>derivativos aerodinâmicos dimensionais da seção transversal associados à torção</i>
A_i^*	<i>derivativos aerodinâmicos adimensionais da seção transversal associados à torção</i>
A_j	<i>área de referência</i>
$A_{phr}, A_{p\theta r}$	<i>constantes que dependem das condições iniciais dos movimentos vertical e torsional no modo de vibração r, respectivamente (Eqs. 2.27)</i>
B	<i>largura da seção transversal do tabuleiro da ponte</i>
$[B]$	<i>matriz dos coeficientes de drapejamento, relativo ao amortecimento aerodinâmica da estrutura</i>
$B_{phr}, B_{p\theta r}$	<i>constantes que dependem das condições iniciais dos movimentos vertical e torsional no modo de vibração r, respectivamente (Eqs. 2.27)</i>

$C(\kappa)$	<i>função circulatoria de Theodorsen</i>
$[C]$	<i>matriz de amortecimento da ponte</i>
$[C^*]$	<i>matriz de amortecimento do sistema vento-ponte</i>
C_a	<i>coeficiente de arrasto</i>
C_s	<i>coeficiente de sustentação</i>
C_{sj}	<i>coeficiente aerodinâmico que depende da forma da seção transversal</i>
C'_s	<i>derivada do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de incidência do vento α</i>
C_t	<i>coeficiente de torção</i>
C'_t	<i>derivada do coeficiente de torção em relação ao ângulo de incidência do vento α</i>
C_x, C_y, C_M	<i>coeficientes aerodinâmicos adimensionais</i>
D	<i>dimensão característica da estrutura</i>
E	<i>módulo de deformação longitudinal do material</i>
$F(\kappa)$	<i>parte real da função circulatoria de Theodorsen</i>
F_{ae}	<i>força auto-excitada</i>
$\{F\}_{ae}$	<i>vetor de forças auto-excitadas</i>
$\{F_{aero}\}_{ae}$	<i>vetor de forças aerodinâmicas auto-excitadas</i>
F_b	<i>força devido ao martelamento</i>
F_x, F_y	<i>forças totais exercidas pelo fluido nas direções x e y, respectivamente, por unidade de comprimento</i>
$G(\kappa)$	<i>parte imaginária da função circulatoria de Theodorsen</i>
H_i	<i>derivativos aerodinâmicos dimensionais da seção transversal associados à flexão</i>
H_i^*	<i>derivativos aerodinâmicos adimensionais da seção transversal associados à flexão</i>
I ou I_m	<i>momento de inércia de massa por unidade de comprimento</i>

K	<i>frequência reduzida</i>
$[K]$	<i>matriz de rigidez da ponte</i>
$[K^*]$	<i>matriz de rigidez do sistema vento-ponte</i>
M	<i>momento de torção por unidade de comprimento</i>
$[M]$	<i>matriz de massa da ponte</i>
M_{ae}	<i>momento auto-excitado</i>
M_b	<i>momento devido ao martelamento</i>
N	<i>número de segmentos de duração t_d da resposta do sistema</i>
$Re = V.D/v$	<i>número de Reynolds</i>
$Sc = \frac{4.\pi.m.\zeta_{mec}}{\rho.D^2}$	<i>número de Scruton</i>
St	<i>número de Strouhal</i>
$T(K)$	<i>temperatura do ar em Kelvin</i>
V	<i>velocidade média do vento ao nível do tabuleiro</i>
V/fB	<i>velocidade reduzida</i>
V_{cr} ou V_{CR}	<i>velocidade crítica</i>
V_F	<i>velocidade de drapejamento de placa plana de Bleich</i>
V_r	<i>velocidade do escoamento relativa ao corpo</i>
\bar{V}_o	<i>velocidade de referência</i>
X_i	<i>valores observados de X</i>
\hat{X}_i	<i>valores calculados de X</i>

Letras Romanas Minúsculas:

a_1	<i>coeficiente do primeiro termo do polinômio</i>
b	<i>meia largura da seção transversal do tabuleiro da ponte</i>
c	<i>coeficiente de amortecimento ou amortecimento mecânico</i>
d	<i>distância entre acelerômetros = 0,355m</i>

$dC_s/d\alpha$	<i>inclinação da curva de sustentação</i>
e_h, e_θ	<i>erros parciais entre os valores medidos e os valores estimados das vibrações livres vertical e torsional, respectivamente</i>
$e_{ph}, e_{p\theta}$	<i>erros parciais entre os valores medidos e os valores estimados das vibrações livres vertical e torsional, respectivamente (Eqs. 2.31)</i>
$e'_{ph}, e'_{p\theta}$	<i>erros parciais ponderados entre os valores medidos e os valores estimados das vibrações livres vertical e torsional, respectivamente (Eqs. 2.33)</i>
f ou f_n	<i>freqüência natural de vibração da estrutura</i>
$f(t)$	<i>excitação externa</i>
f_h, f_θ	<i>freqüências naturais dos modos vertical e torsional, respectivamente</i>
f_s	<i>freqüência de desprendimento de um par de vórtices</i>
g	<i>fator de pico estatístico da Eq. 2.24 ou aceleração da gravidade nos demais</i>
h	<i>deslocamento vertical</i>
h_0	<i>deslocamento vertical inicial</i>
\hat{h}	<i>função de decaimento do movimento vertical</i>
\hat{h}_{pm}	<i>resposta de vibração livre vertical ao vento de um modelo seccional de ponte (Eqs. 2.27)</i>
k	<i>coeficiente de rigidez</i>
k_o	<i>constante experimental do túnel</i>
m	<i>coeficiente de inércia ou massa por unidade de comprimento</i>
m_j	<i>coeficiente da matriz de massa</i>
p	<i>deslocamento horizontal</i>
p_a	<i>pressão atmosférica</i>
q	<i>pressão dinâmica</i>
r	<i>raio de giração do tabuleiro</i>

\hat{r}	<i>resposta dinâmica de pico (rajadas)</i>
\bar{r}	<i>resposta média (rajadas)</i>
\tilde{r}	<i>valor quadrático médio (rms) da resposta flutuante (rajadas)</i>
\tilde{r}_B	<i>resposta de fundo (“background”) (rajadas)</i>
\tilde{r}_{Rj}	<i>resposta ressonante (rajadas)</i>
t	<i>tempo</i>
$t(^{\circ}\text{C})$	<i>temperatura do ar em graus Celsius</i>
t_d	<i>tempo de duração</i>
t_i	<i>tempo de partida</i>
u, w	<i>componentes flutuantes da velocidade ao longo do vento e perpendicular ao vento, respectivamente</i>
$x(t)$	<i>resposta de um sistema linear</i>
$\{x\}$	<i>vetor de deslocamentos</i>
x_s	<i>valor quadrático médio do valor de $x(t)$</i>

Letras Gregas Maiúsculas:

Δp_a	<i>diferença de pressão estática entre dois anéis piezométricos no interior do túnel de vento</i>
Δt	<i>intervalo de tempo</i>
$[\Phi]$	<i>matriz modal contendo m modos</i>
$\{\phi\}$	<i>vetor de deslocamentos modais</i>
ϕ_j	<i>coeficiente adimensional</i>
$[\Omega]$	<i>matriz diagonal contendo m frequências naturais, ω_i^2</i>

Letras Gregas Minúsculas:

α	<i>ângulo de incidência do vento</i>
$\bar{\alpha}$	<i>ângulo de referência</i>

β	<i>constante de proporcionalidade que depende apenas da geometria do tabuleiro e do ângulo de incidência do vento α</i>
$\beta_{ph}, \beta_{p\theta}$	<i>fatores de ponderação</i>
$\delta(\tau)$	<i>sinal “Random Decrement”</i>
ζ	<i>razão de amortecimento crítico do sistema</i>
ζ_{aero}	<i>razão de amortecimento aerodinâmico</i>
ζ_h, ζ_θ	<i>razões de amortecimento crítico nos modos vertical e torsional, respectivamente (razões de amortecimento mecânico)</i>
$\zeta_{hr}, \zeta_{\theta r}$	<i>razões de amortecimento crítico dos movimentos vertical e torsional no modo de vibração r, respectivamente</i>
ζ_{mec}	<i>razão de amortecimento mecânico da estrutura ou estrutural</i>
ζ_r	<i>razão de amortecimento crítico no modo de vibração r</i>
η	<i>coeficiente de forma de diferentes tipos de seções transversais de pontes</i>
θ	<i>deslocamento angular</i>
θ_0	<i>deslocamento angular inicial</i>
$\hat{\theta}$	<i>função de decaimento do movimento torsional</i>
$\hat{\theta}_{pm}$	<i>resposta de vibração livre torsional ao vento de um modelo seccional de ponte (Eqs. 2.27)</i>
κ	<i>freqüência reduzida normalizada em meia largura</i>
λ	<i>razão de decaimento do movimento</i>
λ_F	<i>escala de freqüência</i>
λ_{Im}	<i>escala de momento de inércia de massa por unidade de comprimento</i>
λ_{IM}	<i>escala de momento de inércia de massa</i>
λ_L	<i>escala de comprimento</i>
λ_m	<i>escala de massa por unidade de comprimento</i>
λ_M	<i>escala de massa</i>

λ_T	<i>escala de tempo</i>
λ_v ou λ_v	<i>escala de velocidade</i>
λ_ζ	<i>escala de amortecimento</i>
λ_ρ	<i>escala de massa específica</i>
ν	<i>viscosidade cinemática do ar</i>
ρ	<i>massa específica do ar</i>
ρ_e	<i>massa específica da estrutura</i>
φ	<i>ângulo de fase</i>
$\varphi_{hr}, \varphi_{\theta r}$	<i>ângulos de fase dos movimentos vertical e torsional no modo de vibração r, respectivamente</i>
ω	<i>frequência circular de vibração</i>
ω_h, ω_θ	<i>frequências circulares naturais nos modos vertical e torsional, respectivamente</i>
$\omega_{hr}, \omega_{\theta r}$	<i>frequências circulares dos movimentos vertical e torsional no modo de vibração r, respectivamente</i>
ω_r	<i>frequência circular de vibração no modo de vibração r</i>

RESUMO

Atualmente, com o aumento dos vãos, pontes suspensas e estaiadas tornaram-se mais propensas aos problemas de instabilidade, sendo o vento um fator determinante nas condições de estabilidade destas estruturas. A forma da seção transversal tem caráter decisivo na determinação dos parâmetros de projeto e, por esta razão, o estudo da ação do vento e sua interação com a ponte devem ser levados em conta desde a fase de projeto.

O objetivo deste trabalho é gerar conhecimento específico sobre a influência da forma da seção transversal de pontes, estudando a tendência destas seções a apresentar instabilidade dinâmica do tipo drapejamento (“*flutter*”), através da disponibilização de um novo procedimento experimental-numérico.

As respostas dinâmicas foram determinadas através de ensaios de oito modelos seccionais de tabuleiros de pontes em túnel de vento e pela técnica de identificação de sistemas, obtendo-se as velocidades críticas do vento e os parâmetros do sistema tais como frequências e amortecimentos (ilustrados via derivativos aerodinâmicos), sendo que a técnica de identificação fundamentou-se nos métodos do “*Random Decrement*” (RD) e dos mínimos quadrados não-linear (*Nonlinear Least Squares*, NLS).

Vinte e seis configurações distintas de sistemas vento-pontes foram analisadas, das quais se observaram bons resultados para ambos os modelos de identificação (*COUPLE* - ajusta individualmente a curva de decaimento de cada movimento via NLS e *EQUAL* - ajusta simultaneamente as curvas de decaimento de ambos os movimentos via NLS) de acordo com os seguintes critérios: literatura, correlação entre os sistemas vento-pontes, correlação entre os próprios modelos de identificação e critérios inerentes ao processamento dos modelos. Destaca-se o modelo *COUPLE* em relação ao *EQUAL* por apresentar os melhores resultados dos parâmetros identificados, requerer o menor número de iterações no processo e ter a melhor convergência no ajuste das curvas de decaimento vertical e torsional.

As alterações na forma arquitetônica da seção transversal do tabuleiro confirmaram-se como uma boa alternativa para melhoria do desempenho aerodinâmico da ponte, aumentando a velocidade crítica de drapejamento e até suprimindo a ocorrência deste fenômeno. O amortecimento ratificou-se como um recurso bastante efetivo na estabilização da seção da ponte. O escoamento turbulento também ratificou sua tendência estabilizadora para a ponte.

ABSTRACT

Currently, with the increase of the spans, suspension and cable-stayed bridges turned themselves more sensitive to instability problems, being the wind a decisive factor in the stability conditions of these structures. The shape of the cross-section plays an important role in the determination of the design parameters and, for this reason, the study of the wind action and its interaction with the bridge should be taken into account during the design stage.

The purpose of this work is to develop specific knowledge on the influence of the cross-section shape of bridges, studying the tendency of these sections to present the dynamic instability called flutter, through a new experimental-numerical procedure.

The dynamic responses were determined through wind tunnel tests of eight distinct bridge deck cross-section models and by the system identification technique. The critical wind velocities and system parameters such as frequencies and dampings (flutter derivatives) were obtained, being the identification technique based in the *Random Decrement* (RD) and in the *Nonlinear Least Squares* (NLS) methods.

Twenty six distinct configurations of wind-bridge systems were analyzed, from which good results to both identification models (*COUPLE* - fits individually the decay curve of every movement by NLS and *EQUAL* - fits simultaneously the decay curves of both movements by NLS) were observed according with the following criteria: literature, correlation among the wind-bridge systems, correlation between both identification models and inherent models processing criteria. The *COUPLE* model presented the best results for the identified parameters, required a much lower amount of processing as well as presented the best convergence at the fitting of the vertical and torsional decay curves.

The changes of shape in the deck cross-section were confirmed as a good alternative to the improvement of the bridge aerodynamic performance, increasing the flutter critical velocity, and even suppressing the occurrence of this phenomenon. The damping ratified itself as a very effective alternative recourse for the stabilization of the bridge section. The turbulent flow also ratified its stabilizer tendency for the bridge.

1 INTRODUÇÃO

Atualmente, com o aumento dos vãos, pontes suspensas e estaiadas tornaram-se mais e mais propensas aos problemas de instabilidade. As pontes, desde os tempos antigos, constituem verdadeiras obras de arte - ilustrando a ponte do rio Gard, em Nimes (França), construída em 180 a.C. (Fig. 1.1 - Pfeil, 1983), e suas estruturas sempre foram merecedoras de atenção especial devida à magnitude dos esforços a que são submetidas. Dentre estes esforços, destaca-se o vento como fator determinante nas condições de estabilidade das estruturas de pontes. A forma da seção transversal tem caráter decisivo na determinação dos parâmetros de projeto e, por esta razão, o estudo da ação do vento e sua interação com a ponte devem ser levados em conta na fase de projeto.



Fig. 1.1 – Ponte-aqueduto sobre o Gard, destinada ao abastecimento de água de Nimes, França (Pfeil, 1983).

Até quase metade do século XX, a ação do vento sobre estruturas de pontes era considerada somente por meio de cargas estáticas representativas das resultantes da pressão média do vento. Com o clássico acidente da ponte de Tacoma, ocorrido em 1940, onde houve o colapso da estrutura devido a um vento com velocidade de 68km/h, observou-se que os efeitos dinâmicos, em especial os fenômenos de instabilidade aerodinâmica, não podem ser ignorados no projeto de estruturas leves e flexíveis.

No decorrer destes anos, diversos estudos foram feitos para avaliar os efeitos aerodinâmicos sobre as estruturas de pontes. Técnicas experimentais foram muito utilizadas associadas a procedimentos analíticos, pois, somente com estes, é muito difícil obter-se cargas aerodinâmicas precisas sobre as estruturas devido à natureza complexa da interação vento-estrutura. Assim, testes em túnel de vento de modelos em escala reduzida da seção do tabuleiro da ponte são importantes para prever as cargas aerodinâmicas sobre estas estruturas.

Um corpo imerso em um fluido, está sujeito a forças de superfície que são geradas pelo escoamento. As estruturas em geral estão submetidas às forças provenientes do escoamento de ar que as envolve, e, ao se deslocarem sob a ação destas forças, modificam as condições iniciais deste escoamento, modificando a magnitude e a natureza das forças que atuam sobre estas estruturas. Tais alterações são função das forças de interação entre o fluido e a estrutura, que recaem em três classes: as forças proporcionais à aceleração, aquelas proporcionais à velocidade e as proporcionais ao deslocamento da estrutura.

As forças proporcionais à aceleração estão diretamente relacionadas às forças de inércia da estrutura, e, no que concerne ao comportamento da maioria das estruturas convencionais, geralmente podem ser ignoradas. Assim, as forças de interação relevantes, em geral, são função do deslocamento e da velocidade do corpo imerso no escoamento. Dependendo da intensidade destas forças, elas podem originar oscilações na estrutura, as quais podem levar ao fenômeno de instabilidade dinâmica, o que, em geral, leva a estrutura à ruína.

Os efeitos aeroelásticos mais comuns em pontes são drapejamento (“*flutter*”), martelamento (“*buffeting*”) e galope, que envolvem graus de liberdade translacionais e rotacionais. Estes efeitos podem ocorrer isolados ou acoplados, e merecem atenção especial em

projetos de estruturas flexíveis. Pode também influir na resposta dinâmica da estrutura o efeito de desprendimento de vórtices que, se ocorre de forma cadenciada, apresenta uma frequência característica de desprendimento, função da velocidade do escoamento e da forma da estrutura. Esta frequência pode coincidir com uma das frequências naturais da estrutura e originar uma resposta ressonante, originando amplitudes exageradas e comprometendo o funcionamento da estrutura. Toda instabilidade aeroelástica envolve forças aerodinâmicas que agem sobre o corpo como consequência de seu movimento no escoamento, sendo denominadas de auto-excitadas.

Uma maneira utilizada para determinar os coeficientes aerodinâmicos provenientes da interação fluido-estrutura é através da Função Circulatória de Theodorsen (Theodorsen, 1935), através da qual se podem obter os coeficientes de drapejamento (“*flutter derivatives*”) de estruturas que estejam sujeitas a escoamento suave e bidimensional, com comportamento semelhante a aerofólios, ou placas, como é o caso de estruturas de pontes. Existem também diversas técnicas para a determinação destes coeficientes aerodinâmicos, todas elas baseadas em ensaios em túnel de vento, dos quais são extraídos os dados necessários para a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos associados (Sarkar et al, 1992; Scanlan e Tomko, 1971 e etc.). Mais recentemente, a identificação de sistemas para estruturas tornou-se uma área de considerável interesse na pesquisa. A identificação dos parâmetros de um sistema pode ser utilizada para determinação de dano estrutural e também prever respostas de estruturas sob diferentes excitações (Ueng et al, 2000).

1.1 Objetivos do trabalho

O objetivo deste trabalho é gerar conhecimento específico sobre a influência da forma da seção transversal de pontes, estudando a tendência destas seções a apresentar instabilidade dinâmica do tipo drapejamento (“*flutter*”), através da disponibilização de um novo procedimento experimental-numérico. As respostas dinâmicas serão determinadas através de ensaios de modelos seccionais de tabuleiros de pontes em túnel de vento, obtendo-se as velocidades de vento críticas, e também os parâmetros do sistema tais como frequências e amortecimentos via técnica de identificação de sistemas.

Numa primeira etapa, será desenvolvida a identificação de sistema para determinação das frequências e amortecimentos do sistema, usando como plataforma o programa computacional MATLAB-R12. A identificação será feita a partir de sinais aleatórios

registrados por acelerômetros localizados na estrutura em estudo, e neste trabalho, a estrutura em questão consiste em seções de tabuleiros de pontes; os registros de aceleração serão convertidos em deslocamentos via integração numérica, e nestes será aplicada a técnica do “*Random Decrement*” que transforma um sinal aleatório num sinal de decaimento livre (Ueng et al, 2000); num passo seguinte, ter-se-á a identificação propriamente dita, que é realizada ajustando-se a função de decaimento de uma vibração livre via mínimos quadrados não-linear (Gu et al, 2000; Li et al, 2003). Para a composição da função de decaimento, levar-se-á em conta o sistema objeto de análise, principalmente no que concerne aos tipos de movimentos, número de modos de vibração e os parâmetros associados – frequência e amortecimento - a estes modos; para a composição da função de minimização do erro por mínimos quadrados não-linear, além das considerações feitas para a função de decaimento, considerar-se-á também se a função será minimizada contemplando os tipos de movimento simultaneamente ou não. A sintonização da técnica de identificação de sistema será realizada com registros locais (LAC) de um modelo seccional de tabuleiro de ponte ensaiado em túnel de vento; este modelo experimental apresenta dois graus de liberdade, um vertical e um torsional. Com base nestas informações serão definidos dois modelos de identificação distintos segundo as composições das funções de decaimento e minimização do erro.

Numa segunda etapa, serão realizados ensaios em túnel de vento de oito modelos seccionais de tabuleiros de pontes, tendo-se como base um modelo de referência local (LAC), utilizado na sintonização da técnica de identificação de sistema. Além das formas distintas de seção transversal, serão variados outros parâmetros como amortecimento, tipo e velocidade do escoamento em um ângulo de incidência do vento de 0° . Estes ensaios serão realizados nas dependências do Túnel de Vento *Prof. Joaquim Blessmann*, da Universidade Federal do Rio Grande do Sul. Destes ensaios, serão obtidos sinais de aceleração devidos à ação do vento no tabuleiro da ponte a serem medidos por dois acelerômetros e posteriormente registrados no programa HP VEE – *Vortex_Flutter_Record.vee*, dos quais se obterão os deslocamentos verticais e torsionais por integração numérica e as velocidades associadas, determinando-se a velocidade crítica segundo o critério de deslocamento limite. E para estes mesmos sinais obtidos, aplicar-se-á a técnica de identificação de sistema descrita no parágrafo anterior, determinando-se as frequências e amortecimentos associados a cada sistema ensaiado ilustrados pelos derivativos aerodinâmicos.

2 INSTABILIDADE AERODINÂMICA DE PONTES: REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Os maiores problemas das pontes suspensas e estaiadas sob ação do vento são aqueles associados às deformações excessivas, também causados por instabilidade oscilatória ou por respostas aleatórias devidas à ação das rajadas de vento. Um dos primeiros problemas a serem mencionados são as vibrações moderadamente elevadas, desagradáveis, embora raramente danosas, que podem ocorrer em baixas velocidades do vento. Estas são normalmente associadas aos desprendimentos de vórtices. Em velocidades de vento mais altas, oscilações divergentes, verdadeiramente instáveis, podem ocorrer. Estas são oriundas do drapejamento (“*flutter*”) (Scanlan, 1996). Outros problemas são associados à variedade de fenômenos induzidos pelo vento que possibilita a ocorrência de múltiplos tipos de falhas em uma dada estrutura para diferentes velocidades de vento, sendo que alguns dos efeitos podem ocorrer simultaneamente.

2.1 Respostas das estruturas ao vento

As estruturas, em particular as de pontes, devem ser projetadas tanto para efeitos de vento estático como dinâmico. Um resumo dos efeitos produzidos pelo vento é dado na Tab. 2.1, onde se pode dividir os problemas ocasionados pelo vento nas estruturas em duas categorias: efeitos estáticos e efeitos dinâmicos.

Tab. 2.1 – Efeitos de vento nas estruturas.

Estático	Efeito dos valores médios dos esforços do vento		
	Instabilidade Estática	Divergência torsional	
		Flambagem lateral	
Dinâmico	Instabilidade Dinâmica	Galope	Amplitudes divergentes
		Drapejamento	
	Excitação por vórtices		Amplitudes limitadas
	Resposta devida à turbulência (rajadas, martelamento)		

2.1.1 Galope

Refere-se à vibração da estrutura em um único grau de liberdade, transversal ao escoamento e induzida por este. Em geral, o fenômeno de galope é uma instabilidade típica de estruturas esbeltas, leves e flexíveis, tendo formas especiais de seção transversal, como seções retangulares ou em semicírculo. Estas estruturas podem exibir grandes amplitudes de oscilação na direção transversal ao escoamento em frequências que são muito menores que aquela de desprendimento de vórtices da mesma seção. À medida que a velocidade do escoamento aumenta, cresce também a amplitude de vibração. O galope também é fortemente influenciado pela turbulência do vento, sendo algumas formas muito sensíveis a este efeito, como por exemplo, as formas retangulares com proporção de 2:1, onde, em escoamento turbulento a instabilidade por galope pode desaparecer, enquanto que em escoamento suave a instabilidade pode estar presente (CEB N° 209).

As principais características deste tipo de instabilidade são (Blessmann, 1998):

- a. Intensidade violenta;
- b. Aparecimento súbito, a partir de uma velocidade de disparo (“*onset velocity*”), a qual varia de modo aproximadamente linear com o amortecimento da estrutura;
- c. Aumento da amplitude com a velocidade do vento, sem uma velocidade limite;
- d. Movimento oscilatório em modo simples (desacoplado), perpendicular ao vetor de velocidade média do vento.

Embora envolva vibração da estrutura, a experiência mostra que o conhecimento dos coeficientes médios de arrasto e de sustentação é suficiente como base para uma descrição analítica satisfatória do fenômeno de galope, ou seja, o galope é governado essencialmente por forças quase-estáticas.

Na prática, testes em túnel de vento em modelos sob condições de escoamento turbulento são essenciais em muitos casos, pois em ventos naturais as estruturas estão submetidas a escoamento turbulento, e isto pode ser de maior importância.

Como medida defensiva ao galope aumenta-se o amortecimento ou o número de Scruton (Sc), então, a velocidade crítica em que começa o galope pode ser aumentada.

De acordo com Den Hartog (CEB Nº 209) o critério de estabilidade depende do parâmetro de instabilidade $dC_s/d\alpha$ onde:

C_s → coeficiente de sustentação;

α → ângulo de incidência do vento;

d → operador diferencial.

A seguinte relação fornece a velocidade crítica do vento que inicia o galope (CEB Nº 209):

$$V_{cr} = 2.D.f.Sc.\frac{1}{dC_s/d\alpha} \quad (2.1)$$

onde:

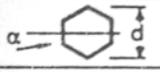
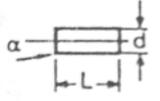
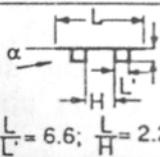
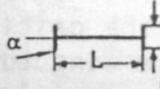
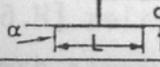
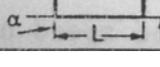
D → dimensão característica da estrutura;

f → frequência natural da estrutura;

Sc → número de Scruton.

A Tab. 2.2 fornece valores de parâmetros de instabilidade $dC_s/d\alpha$ para algumas formas suscetíveis ao galope.

Tab. 2.2 - Parâmetros de instabilidade de galope para várias formas de seção transversal (CEB N° 209).

Seção	$\frac{L}{d}$	α	$\frac{dC_s}{d\alpha}$
	-	4° - 10°	1.2
	1	2° - 8°	4
	2	2° - 6°	11
	3	2° - 6°	0.2
 $\frac{L'}{L} = 6.6; \frac{L'}{H} = 2.2$	10	12° - 16°	1.0
	2.7	2° - 5°	9
	5.0	25° - 27°	11
	2	2° - 25°	5.5
	3	0° - 4°	7.5

Riera (1989) deduz a velocidade crítica para o galope da equação geral de movimento segundo a inequação:

$$\bar{V}_o > \frac{4 \cdot \zeta_r \cdot \omega_r \cdot m_j}{\rho \cdot \phi_j \cdot A_j \cdot C_{sj}} \quad (2.2)$$

onde:

\bar{V}_o → velocidade de referência;

ζ_r → razão de amortecimento crítico no modo de vibração r ;

ω_r → frequência circular de vibração no modo de vibração r ;

m_j → coeficiente da matriz de massa;

ρ → massa específica do ar;

ϕ_j → coeficiente adimensional;

A_j → área de referência;

C_{sj} → coeficiente aerodinâmico que depende da forma da seção transversal.

Brito (1995) apresenta, entre outros, a teoria dinâmica não-linear quase-estática para o galope de Parkinson e Smith (1964), que aproxima a curva experimental de $C_y(\alpha)$ por um polinômio, e, para pequenas oscilações pode ser linearizada resultando em uma velocidade crítica segundo a relação:

$$V_{cr} = \frac{2.c}{\rho.A_f.a_1} \quad (2.3)$$

onde:

c → amortecimento mecânico;

A_f → área frontal;

a_1 → coeficiente do primeiro termo do polinômio.

2.1.2 Drapejamento

O termo “*drapejamento*” vem da prática aeronáutica onde ele é usado para descrever uma instabilidade aeroelástica no acoplamento de torção e flexão de asas de aeronave. Mas também se refere ao movimento de uma bandeira exposta ao vento.

Embora tenha sua origem em um mecanismo aeroelástico similar àquele que dá origem ao galope, o fenômeno de drapejamento clássico ou 2 GDL (drapejamento acoplado) difere do caso anterior principalmente pelo fato de ser geralmente produzido pela interação entre um modo torção e um de flexão, isto é, dois graus de liberdade, enquanto que o galope envolve apenas um grau de liberdade. Existe também o fenômeno de instabilidade torsional, também conhecido como drapejamento de 1 GDL devido à semelhança com o drapejamento clássico, porém ocorre em um grau de liberdade (excitação do modo de torção).

É provável que o drapejamento, em praticamente todos os casos, envolva aerodinâmica não-linear. Entretanto, é possível em certos casos tratar o problema com sucesso através de aproximações analíticas lineares. O drapejamento ocorre principalmente em estruturas com seções transversais esbeltas, onde a dimensão transversal é pequena comparada com a dimensão longitudinal, causando muitas vezes movimentos oscilatórios destrutivos (movimento tipo golfinho) nos tabuleiros das pontes de vão longo. É essencial que

a velocidade de vento incipiente para ocorrência deste fenômeno seja superior aos valores máximos do local da ponte.

Seguindo o raciocínio de Scanlan (Scanlan, 1988; Scanlan e Tomko, 1971; Simiu e Scanlan, 1978), as equações de movimento dos dois graus de liberdade de um modelo seccional de tabuleiro de ponte sob ação de forças auto-excitadas aerodinâmicas são dadas como segue:

$$\begin{aligned} m(\ddot{h} + 2.\zeta_h.\omega_h.\dot{h} + \omega_h^2.h) &= F_{ae} \\ I(\ddot{\theta} + 2.\zeta_\theta.\omega_\theta.\dot{\theta} + \omega_\theta^2.\theta) &= M_{ae} \end{aligned} \quad (2.4)$$

onde:

$h \rightarrow$ deslocamento vertical;

$\theta \rightarrow$ deslocamento angular;

$m \rightarrow$ massa por unidade de comprimento;

$I \rightarrow$ momento de inércia de massa por unidade de comprimento;

$\zeta_h, \zeta_\theta \rightarrow$ razões de amortecimento mecânico;

$\omega_h, \omega_\theta \rightarrow$ frequências circulares naturais.

Devido à complexidade do escoamento em torno de corpos rombudos, não é possível expressar a força F_{ae} e o momento M_{ae} , em uma forma analítica, sem recorrer a procedimentos experimentais. Scanlan e Tomko (1971) estabeleceram uma concordância satisfatória com evidência experimental usando as seguintes relações lineares:

$$\begin{aligned} F_{ae} &= m(H_1.\dot{h} + H_2.\dot{\theta} + H_3.\theta + H_4.h) \\ M_{ae} &= I(A_1.\dot{h} + A_2.\dot{\theta} + A_3.\theta + A_4.h) \end{aligned} \quad (2.5)$$

Os termos \ddot{h} e $\ddot{\theta}$ foram omitidos e o termo h também poderia ser por não serem significativos no estudo de pontes suspensas e estaiadas. Os efeitos de escala podem ser eliminados pela substituição de coeficientes dimensionais H_i e A_i por coeficientes adimensionais H_i^* e A_i^* admitindo $\frac{B.\omega}{V} = K$ (a frequência reduzida K é normalizada com relação a largura da seção transversal B , prática comum na aerodinâmica de estruturas), onde ω é a frequência circular de vibração. Então, as Eqs. 2.5 tornam-se:

$$\begin{aligned}
 F_{ae} &= \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot (2 \cdot B) \left[K \cdot H_1^*(K) \cdot \frac{\dot{h}}{V} + K \cdot H_2^*(K) \cdot \frac{B \cdot \dot{\theta}}{V} + K^2 \cdot H_3^*(K) \cdot \theta + K^2 \cdot H_4^*(K) \cdot \frac{h}{B} \right] \\
 M_{ae} &= \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot (2 \cdot B^2) \left[K \cdot A_1^*(K) \cdot \frac{\dot{h}}{V} + K \cdot A_2^*(K) \cdot \frac{B \cdot \dot{\theta}}{V} + K^2 \cdot A_3^*(K) \cdot \theta + K^2 \cdot A_4^*(K) \cdot \frac{h}{B} \right]
 \end{aligned} \tag{2.6}$$

Segue que H_i^* e A_i^* são relacionados com H_i e A_i por:

$$\begin{aligned}
 H_1^* &= \left(\frac{m}{\rho \cdot B^2 \cdot \omega} \right) H_1 & A_1^* &= \left(\frac{I}{\rho \cdot B^3 \cdot \omega} \right) A_1 \\
 H_2^* &= \left(\frac{m}{\rho \cdot B^3 \cdot \omega} \right) H_2 & A_2^* &= \left(\frac{I}{\rho \cdot B^4 \cdot \omega} \right) A_2 \\
 H_3^* &= \left(\frac{m}{\rho \cdot B^3 \cdot \omega^2} \right) H_3 & A_3^* &= \left(\frac{I}{\rho \cdot B^4 \cdot \omega^2} \right) A_3 \\
 H_4^* &= \left(\frac{m}{\rho \cdot B^2 \cdot \omega^2} \right) H_4 & A_4^* &= \left(\frac{I}{\rho \cdot B^3 \cdot \omega^2} \right) A_4
 \end{aligned}$$

Os coeficientes H_i^* e A_i^* têm a vantagem de serem puramente aerodinâmicos e são chamados de derivativos aerodinâmicos ou também conhecidos como coeficientes de Scanlan. Eles dependem somente da forma geométrica da seção e são independentes das propriedades de massa, rigidez e amortecimento e devem ser determinados experimentalmente em ensaios em túnel de vento. As Eqs. 2.4 e 2.5 são resolvidas para H_i e A_i admitindo-se que o movimento seja da seguinte forma (Scanlan e Tomko, 1971; Wardlaw, 1994):

$$\begin{aligned}
 h &= h_0 \cdot e^{\lambda \cdot t} \cdot \text{sen}(\omega \cdot t) \\
 \theta &= \theta_0 \cdot e^{\lambda \cdot t} \cdot \text{sen}(\omega \cdot t - \varphi)
 \end{aligned} \tag{2.7}$$

onde $\lambda = -\zeta \cdot \omega$, sendo ζ a razão de amortecimento combinando o fator mecânico e o aerodinâmico. λ positivo reflete uma situação de instabilidade, pois a amplitude aumentaria com o tempo.

As expressões para H_i e A_i são fornecidas por Scanlan e Tomko (1971), e são como segue:

$$\begin{aligned}
 H_1 &= 2(\lambda + \zeta_h \cdot \omega_h) \\
 A_2 &= 2(\lambda + \zeta_\theta \cdot \omega_\theta) \\
 A_3 &= \omega_\theta^2 - \omega^2 - \lambda^2
 \end{aligned}$$

$$A_1 = \frac{\theta_0}{h_0} \cdot \omega \cdot \cos \varphi \left[\frac{\omega^2 + \lambda^2 + A_3 - \omega_\theta^2}{\lambda \cdot \omega + \sin \varphi \cdot \cos \varphi \cdot (\lambda^2 + \omega^2)} \right]$$

$$H_2 = \frac{h_0}{\omega \cdot \theta_0} \left[\sin \varphi \cdot (\lambda^2 + \omega_h^2 - \omega^2 - H_1 \cdot \lambda + 2 \cdot \zeta_h \cdot \omega_h \cdot \lambda) + \cos \varphi \cdot (2 \cdot \omega \cdot \lambda - H_1 \cdot \omega + 2 \cdot \zeta_h \cdot \omega_h \cdot \omega) \right]$$

$$H_3 = \frac{h_0}{\theta_0 \cdot \cos \varphi} (\lambda^2 - \omega^2 + \omega_h^2 + 2 \cdot \zeta_h \cdot \omega_h \cdot \lambda - H_1 \cdot \lambda) - \frac{H_2}{\cos \varphi} (\lambda \cdot \cos \varphi + \omega \cdot \sin \varphi)$$

Medidas experimentais dos derivativos aerodinâmicos obtidos de Scanlan e Tomko (1971) são mostradas nas Figs. 2.1 e 2.2. Nesta apresentação nota-se que $-H_1^*$ e $-H_3^*$ são usados nos eixos positivos ao invés de $+H_1^*$ e $+H_3^*$ - esta é a prática normal. Também nestas figuras, N é a frequência de oscilação. A Fig. 2.1 mostra os valores para H_i^* , A_i^* determinados experimentalmente para a Ponte Tacoma Narrows original, três seções treliçadas e valores do aerofólio NACA 0012. A Fig. 2.2 mostra os derivativos do aerofólio NACA 0012 e de quatro seções caixão de tabuleiros. Os dados da Tacoma Narrows mostram valores altos de A_2^* que representam uma medida da instabilidade torsional que foi responsável pelo colapso da ponte real. Por comparação, as vantagens das seções treliçadas e seções caixão fechadas, com valores mais baixos de A_2^* , estão ilustradas nas Figs. 2.1 e 2.2.

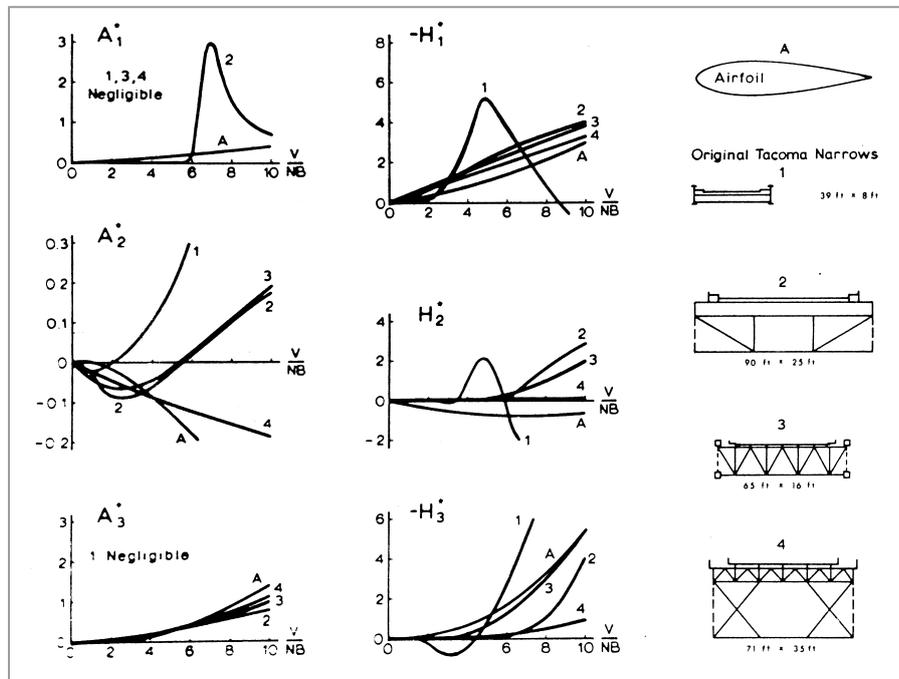


Fig. 2.1 – Resultados para aerofólio, tabuleiro da 1ª Tacoma Narrows e três tipos de tabuleiros treliçados de pontes (Scanlan e Tomko, 1971).

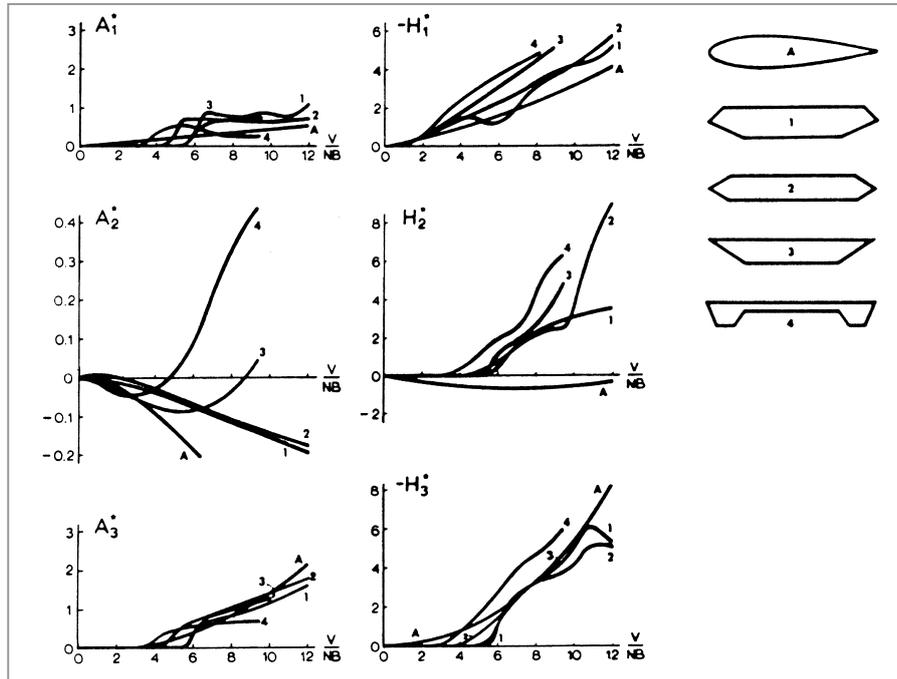


Fig. 2.2 – Resultados para aerofólio e quatro formas genéricas de tabuleiro de pontes do tipo seção caixão (Scanlan e Tomko, 1971).

Os termos aeroelásticos essenciais das forças auto-excitadas podem ser expressos aproximadamente como (Scanlan, 1978; Scanlan e Jones, 1988; Scanlan e Jones, 1990):

$$F_{ae} \approx \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot (2 \cdot B) \left[K \cdot H_1^*(K) \cdot \frac{\dot{h}}{V} \right] \quad (2.8)$$

$$M_{ae} \approx \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot (2 \cdot B^2) \left[K \cdot A_2^*(K) \cdot \frac{B \cdot \dot{\theta}}{V} + K^2 \cdot A_3^*(K) \cdot \theta \right]$$

Os derivativos aerodinâmicos são importantes para avaliar a estabilidade de uma dada seção de ponte. O derivativo A_2^* , por exemplo, mensura o amortecimento aerodinâmico na torção e é indicador do drapejamento de 1 GDL neste modo. O derivativo A_3^* é uma medida do efeito da “rigidez” aerodinâmica sobre a frequência torsional. O derivativo H_1^* mensura o amortecimento aerodinâmico no modo vertical.

Enquanto os valores dos coeficientes de Scanlan devem ser determinados experimentalmente, há para aerofólios uma teoria básica para estimar “coeficientes” equivalentes de drapejamento (Theodorsen, 1935). Usando estas aproximações (Wardlaw, 1994):

$$F_{ae} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot B \cdot 2 \cdot \pi \left[\left(\frac{1}{V} \cdot \dot{h} + \frac{B}{4 \cdot V} \cdot \dot{\theta} + \theta \right) \cdot C(\kappa) + \frac{B}{4 \cdot V^2} \cdot \ddot{h} + \frac{B}{4 \cdot V} \cdot \dot{\theta} \right] \quad (2.9)$$

$$M_{ae} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot B^2 \cdot \frac{\pi}{2} \left[\left(\frac{1}{V} \cdot \dot{h} + \frac{B}{4 \cdot V} \cdot \dot{\theta} + \theta \right) \cdot C(\kappa) - \frac{B^2}{32 \cdot V^2} \cdot \ddot{\theta} - \frac{B}{4 \cdot V} \cdot \dot{\theta} \right]$$

onde:

$$\kappa = \frac{B}{2} \cdot \frac{\omega}{V} = \frac{K}{2}$$

$$C(\kappa) = F(\kappa) + i \cdot G(\kappa)$$

$C(\kappa)$ é conhecido como a “*Função Circulatória de Theodorsen*” e é análogo aos coeficientes de Scanlan das Eqs. 2.6. Valores determinados teoricamente de $F(\kappa)$ e $G(\kappa)$ e a equivalência com A_i^* e H_i^* são dados em (Scanlan e Tomko, 1971).

A representação matemática do fenômeno de drapejamento também pode ser feita pela equação de movimento na forma matricial (Gu et al, 2000; Li et al, 2003). Então, as Eqs. 2.4 podem ser reescritas como:

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F\}_{ae} \quad (2.10)$$

onde, $[M]$, $[C]$ e $[K]$ são as matrizes de massa, amortecimento e rigidez da ponte respectivamente, $\{F\}_{ae}$ é o vetor de forças auto-excitadas, $\{F\}_{ae}^T = \{F_{ae} \ M_{ae}\}^T$ e $\{x\}$ é o vetor de deslocamentos, $\{x\}^T = \{h \ \theta\}^T$.

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C^*]\{\dot{x}\} + [K^*]\{x\} = \{0\} \quad (2.11)$$

onde, $[C^*]$ e $[K^*]$ são as matrizes de amortecimento e rigidez do sistema vento-ponte (fluido-estrutura), isto é, o amortecimento aerodinâmico e a “rigidez” aerodinâmica são incluídos nestas duas matrizes, respectivamente. As matrizes de amortecimento e rigidez do sistema vento-ponte ficam, respectivamente, da seguinte forma:

$$C^* = \begin{bmatrix} 2 \cdot \zeta_h \cdot \omega_h - H_1 & -H_2 \\ -A_1 & 2 \cdot \zeta_\theta \cdot \omega_\theta - A_2 \end{bmatrix}$$

$$K^* = \begin{bmatrix} \omega_h^2 - H_4 & -H_3 \\ -A_4 & \omega_\theta^2 - A_3 \end{bmatrix}$$

A diferença entre a matriz de amortecimento da ponte e a matriz de amortecimento do sistema vento-ponte resulta nos derivativos aerodinâmicos dimensionais que estão relacionados ao amortecimento aerodinâmico, $[C] - [C^*] \rightarrow H_1, H_2, A_1$ e $A_2 \rightarrow$

amortecimento aerodinâmico. E a diferença entre a matriz de rigidez da ponte e a matriz de rigidez do sistema vento-ponte resulta nos derivativos aerodinâmicos dimensionais que estão relacionados à “rigidez” aerodinâmica, $[K] - [K^*] \rightarrow H_3, H_4, A_3$ e $A_4 \rightarrow$ “rigidez” aerodinâmica.

Agar (Agar, 1991; De Azevedo, 1999) apresenta uma técnica numérica para prever a velocidade do vento na qual começam os efeitos de instabilidade por drapejamento, através da técnica de síntese modal. O carregamento da estrutura devido ao vento é escrito da forma:

$$\{F_{aero}\}_{ae} = [A]\{x\} + [B]\{\dot{x}\} \quad (2.12)$$

onde, $\{F_{aero}\}_{ae}$ é o vetor de forças aerodinâmicas auto-excitadas, e $[A]$, $[B]$ são as matrizes dos coeficientes de drapejamento.

Introduzindo a Eq. 2.12 na Eq. 2.10, e aplicando-se a técnica de síntese modal, chega-se à expressão:

$$\{\ddot{\phi}\} + [C^*]\{\dot{\phi}\} + [K^*]\{\phi\} = \{0\} \quad (2.13)$$

onde:

$$[C^*] = [\Phi]^T ([C] - [B]) [\Phi]$$

$$[K^*] = [\Omega] - [\Phi]^T [A] [\Phi]$$

sendo:

$[\Phi] \rightarrow$ matriz modal contendo m modos

$[\Omega] \rightarrow$ matriz diagonal contendo m frequências naturais, ω_i^2 .

Resolvendo-se o problema de autovalores e autovetores da Eq. 2.13, o início da instabilidade de drapejamento ocorre na menor velocidade do vento para qual pelo menos um dos autovalores é complexo com parte real nula, o que significa que o amortecimento da estrutura se anulou, levando à amplificação das amplitudes de vibração, o que ocasiona a instabilidade da estrutura.

Brito (1995) propõem um método para determinar os coeficientes aerodinâmicos devidos à interação fluido-estrutura, válida para escoamentos bidimensionais, baseado na

teoria quase-estática. Conforme esta teoria, a velocidade e o ângulo de incidência do escoamento apresentam pouca variação com o tempo, podendo-se escrever os esforços aerodinâmicos resultantes em equações da forma:

$$\begin{aligned} F_x &= \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_r^2 \cdot b \cdot C_x(\alpha, \dot{\theta}) \\ F_y &= \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_r^2 \cdot b \cdot C_y(\alpha, \dot{\theta}) \\ M &= \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_r^2 \cdot b^2 \cdot C_M(\alpha, \dot{\theta}) \end{aligned} \quad (2.14)$$

onde, $C_x(\alpha, \dot{\theta})$, $C_y(\alpha, \dot{\theta})$ e $C_M(\alpha, \dot{\theta})$ são os coeficientes aerodinâmicos, que podem ser obtidos experimentalmente através de ensaios em túnel de vento, expressos em função do ângulo de ataque e da velocidade do corpo.

Linearizando-se as Eqs. 2.14 em função dos deslocamentos p , h e θ , do corpo imerso no escoamento, e expandindo-se os coeficientes aerodinâmicos em série de Taylor em torno de um ângulo de referência $\bar{\alpha}$, após alguns algebrismos, pode-se escrever as forças atuantes sobre a estrutura em forma matricial, como:

$$\begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ M \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot b \cdot V^2 \begin{Bmatrix} C_a \\ C_s \\ C_t \end{Bmatrix} + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot b \cdot V^2 \cdot [A] \begin{Bmatrix} p \\ h \\ \theta \end{Bmatrix} + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot b \cdot V^2 \cdot [B] \begin{Bmatrix} \dot{p} \\ \dot{h} \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} \quad (2.15)$$

onde, as matrizes $[A]$ e $[B]$ são as matrizes que contêm os coeficientes aerodinâmicos que dão origem aos efeitos de interação fluido-estrutura, e C_a , C_s e C_t são os coeficientes de força médios. O produto entre estas matrizes e os vetores deslocamentos e velocidades resultam nas forças de rigidez e amortecimento, respectivamente.

Selberg (Wardlaw, 1994) desenvolveu um método simples para prever a velocidade crítica para instabilidade que é baseado na aproximação de Bleich. Ele descreve a velocidade crítica, V_{cr} , para um tabuleiro particular equivalente a velocidade de drapejamento de placa plana de Bleich, V_F , pela relação:

$$V_{cr} = \beta \cdot V_F \quad (2.16)$$

onde β é uma constante de proporcionalidade que depende apenas da geometria do tabuleiro e do ângulo de vento α . Os valores de β variam normalmente numa faixa de 0,4-0,8 para corpos

rombudos ou tabuleiros de extremidade pontuda, numa faixa de 0,8-1,1 para tabuleiros de pontes aerodinâmicos, e pode alcançar valores tão altos como 1,25 para seções com aberturas especiais aerodinâmicas (Tab. 2.3).

Selberg deduziu uma equação empírica para V_F baseada nos resultados de Bleich, como segue:

$$V_F = 0,44.B.\omega_\theta \left[\left(1 - \frac{\omega_h}{\omega_\theta} \right)^2 \cdot \frac{V^{1/2}}{\mu} \right]^{1/2} \quad (2.17)$$

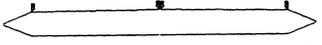
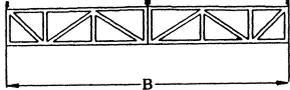
onde:

$$V = 8 \left(\frac{r}{B} \right)^2$$

$$\mu = \frac{\pi.\rho.B^2}{4.m}$$

$r \rightarrow$ raio de giração do tabuleiro.

Tab. 2.3 – Valores de β para algumas formas de tabuleiros de pontes (De Miranda e Bartoli, 2001).

	Seção do Tabuleiro	$\beta = V_{cr}/V_F$	
A		0.43	0.4-0.6
B		0.62	---
C		0.91	0.8-0.9
D		0.77	0.6-0.8

O CEB N° 209 apresenta uma estimativa para a velocidade crítica de drapejamento que pode ser obtida da seguinte equação para uma relação de frequências $f_\theta/f_h > 1,2$:

$$V_{cr} = \eta \left[1 + \left(\frac{f_\theta}{f_h} - 0,5 \right) \sqrt{\frac{0,72.m.r}{\pi.\rho.B^2}} \right] . 2.\pi.f_h.B \quad (2.18)$$

onde:

$\eta \rightarrow$ coeficiente de forma para diferentes tipos de seções transversais de pontes obtidos de testes em túnel de vento (Tab. 2.4);

$f_h, f_\theta \rightarrow$ frequências naturais dos modos de flexão e torção, respectivamente.

Tab. 2.4 – Coeficientes de forma para diferentes tipos de seções transversais de pontes.

Seção Transversal	η
	0.2
	0.3
	0.5
	0.7
	1

Vanderput (Gu et al, 2000) propôs a seguinte equação para a determinação da velocidade crítica de drapejamento:

$$V_{cr} = \left[1 + \left(\frac{f_{\theta}}{f_h} - 0,5 \right) \sqrt{\left(\frac{r}{b} \right) \cdot 0,72 \cdot \mu} \right] \cdot \omega_h \cdot b \quad (2.19)$$

onde:

$$r = b \sqrt[3]{2/3 \cdot b};$$

$$\mu = m / (\pi \cdot \rho \cdot b^2);$$

$$b = B/2.$$

Mais recentemente, procedimentos que fazem uso de técnicas de identificação de sistemas foram desenvolvidos para extrair os derivativos aerodinâmicos e os coeficientes de força devidos à interação fluido-estrutura de um único experimento, ou um conjunto de experimentos simplificados, usando um modelo seccional suportado por molas. Discussões sobre estes métodos são publicadas em Proceedings of the Eighth International Conference on Wind Engineering (Poulsen et al, 1992; Sarkar et al, 1992; Yamada et al, 1992). Técnicas de identificação de sistemas serão abordadas em mais detalhes neste trabalho a posteriori.

Nos trabalhos que estudam a influência da turbulência no drapejamento, verifica-se que os efeitos da turbulência do escoamento sobre os derivativos aerodinâmicos não são significativos, sendo às vezes até benéficos, reduzindo os valores destes coeficientes, aumentando assim o valor da velocidade crítica, adiando, portanto, o fenômeno de instabilidade (Scanlan, 1997).

2.1.3 Excitação por vórtices

Em corpos de forma rombuda, imersos em um escoamento, aparece um desprendimento alternado de vórtices com uma frequência bem definida, a partir de certos números de Reynolds. Estes são conhecidos como *Vórtices de von Kármán*, que dão origem a forças periódicas, oblíquas à direção do vento médio. As componentes destas forças tendem a produzir oscilações na direção em que agem, sendo que as forças alternadas na direção transversal do vento é que realmente são significativas e ocorrem na frequência de desprendimento de cada par de vórtices, fenômeno este comum em estruturas de seção prismática, cilíndricas ou de forma similar, ou ainda de arestas vivas, onde é mais intensa a excitação pelo desprendimento.

O movimento do cilindro exerce algum controle sobre o desprendimento de vórtices, de modo que são observadas oscilações também para velocidades na vizinhança da velocidade crítica, V_{cr} , principalmente para velocidades maiores que esta. Este fenômeno, conhecido pelo nome de captura ou sincronização (*“lock-in”*), ocorre quando a velocidade do escoamento aumenta ou diminui, de modo que a frequência de desprendimento de um par de vórtices, f_s , aproxima-se da frequência natural da estrutura, f_n (sem atingi-la), o cilindro oscila, e os vórtices passam a se desprender com a frequência f_n . Este fenômeno acontece numa faixa relativamente extensa de velocidades, conforme indica a Fig. 2.3.

Os principais efeitos causados pelo movimento do cilindro são os seguintes (Blessmann, 1998):

- a. Aumento da energia contida nos vórtices;
- b. Melhora a correlação das forças de sustentação ao longo do eixo do cilindro;
- c. Aumenta a força de arrasto;
- d. Ocasiona o efeito de captura.

O efeito de captura também pode aparecer em uma frequência de oscilação igual a um múltiplo ou sub-múltiplo da frequência de desprendimento de um par de vórtices. Nestes casos as amplitudes de oscilação são bem menores que as correspondentes a f_n .

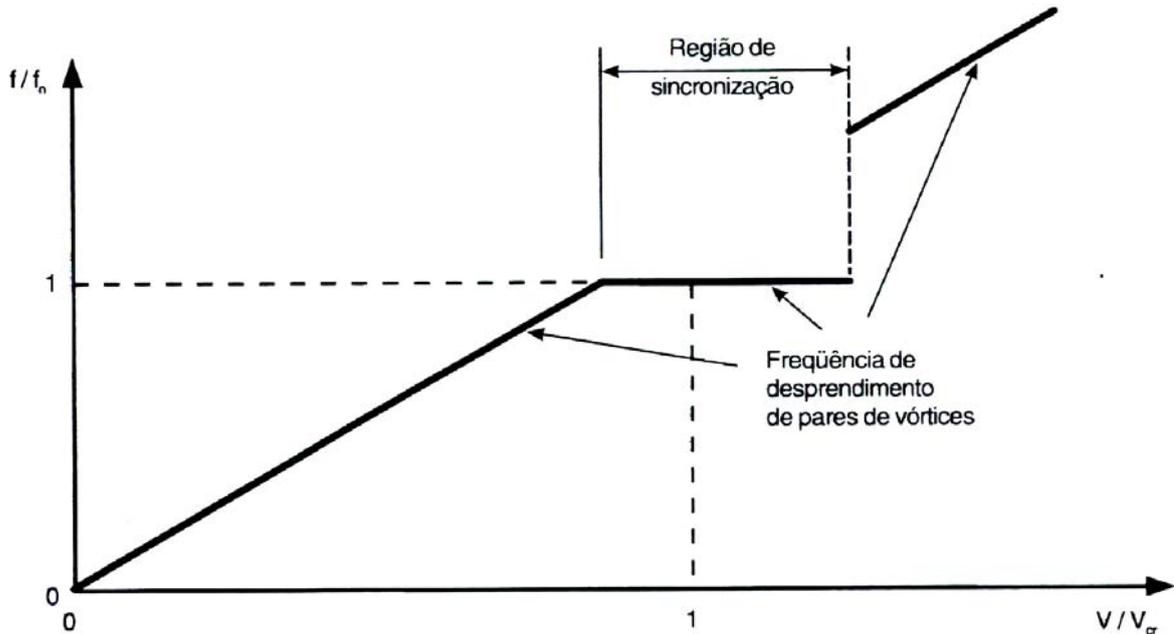


Fig. 2.3 – Sincronização ou captura de vórtices (Blessmann, 1998).

A velocidade crítica de desprendimento de vórtices, V_{cr} , é um valor característico de uma estrutura e é a velocidade na qual se inicia a instabilidade da mesma, que ocorre se a frequência do fenômeno devido ao vento coincide com uma das frequências naturais da estrutura. A velocidade crítica deve ser satisfatoriamente alta quando comparada com as velocidades de vento esperadas e pode ser obtida pela expressão:

$$V_{cr} = f_n \cdot D / St \quad (2.20)$$

onde:

f_n é a frequência natural da estrutura;

St é o número de Strouhal. Ele está associado a cada forma estrutural, e em geral St depende não apenas da geometria da estrutura, mas também, do número de Reynolds Re .

$$St = f_s \cdot D / V \quad (2.21)$$

Os valores de St usualmente variam de 0,1 a 0,3 segundo Ito e Nakamura (1982) e o Wyatt - Proposed British Rules (1981) sugere a seguinte expressão:

$$St = \frac{1}{\frac{1,1.B}{D} + 1} \quad (2.22)$$

onde:

B → largura da seção transversal;

D → altura da seção transversal.

Cabe salientar ainda que a excitação por vórtices pode ocorrer em vibrações transversais ou à torção - exemplos típicos foram apresentados por Blevins (1977) - apesar de as primeiras serem predominantes neste tipo de fenômeno.

2.1.4 Resposta devida à turbulência

O martelamento (“*buffeting*”) é definido como um carregamento variável de uma estrutura pelas flutuações de velocidade do escoamento incidente (Simiu e Scanlan, 1978). Uma estrutura situada na esteira de um ou mais obstáculos semelhantes pode estar sujeita aos turbilhões gerados por estas estruturas, com uma frequência predominante. A este fenômeno se dá o nome de martelamento de esteira.

Assim, para o martelamento, tem-se uma força excitadora periódica que causará efeitos dinâmicos de maior ou menor intensidade. Estes efeitos podem atingir grandes valores quando uma das frequências naturais da edificação coincidir com a frequência dominante nos turbilhões gerados nos obstáculos de barlavento. Também influenciará na vibração a intensidade de turbulência do vento incidente.

As expressões para a parcela de forças devida ao martelamento são escritas na forma quase-estática como (Scanlan e Jones, 1999):

$$F_b = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot B \left[2.C_s \cdot \frac{u}{V} + C'_s \cdot \frac{w}{V} \right] \quad (2.23)$$

$$M_b = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot B^2 \left[2.C_t \cdot \frac{u}{V} + C'_t \cdot \frac{w}{V} \right]$$

onde, C_s e C_t são os coeficientes aerodinâmicos de sustentação e torção da estrutura, C'_s e C'_t são as derivadas destes coeficientes em relação ao ângulo de incidência α , e u e w são as componentes flutuantes da velocidade ao longo do vento e perpendicular ao vento, respectivamente.

Há diversos procedimentos para a consideração analítica da resposta às rajadas do vento. Uma maneira mais completa de determinar a resposta de estruturas sujeitas à turbulência atmosférica é através de uma teoria baseada em métodos estatísticos, na qual uma de suas principais propriedades é usar as funções de aceitação conjunta (“*joint acceptance functions*”), como ilustrada nas Figs. 2.4 a 2.6. Isto permite incorporar diferentes tipos de resposta através do uso de linhas de influência, a consideração da correlação espacial e o espectro de energia da velocidade do vento (Loredou-Souza e Davenport, 1998).

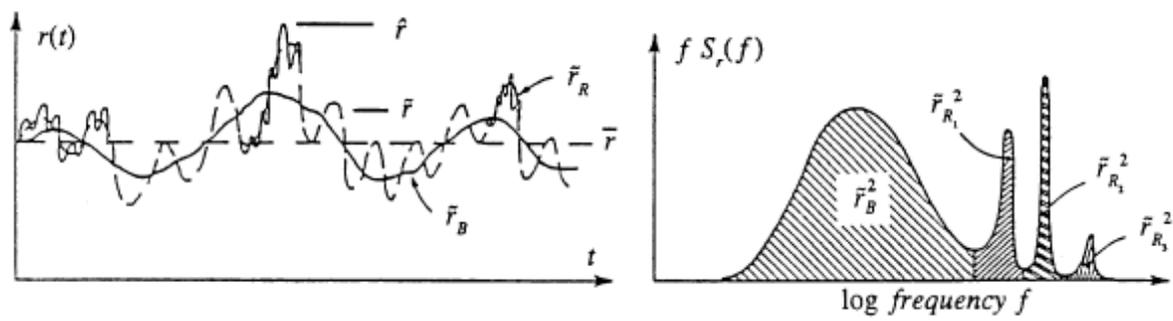


Fig. 2.4 – Resposta da estrutura ao vento: (a) histórico no tempo; (b) espectro de potência (Loredou-Souza e Davenport, 1998).

Para propósitos de projeto, a resposta dinâmica de pico \hat{r} pode ser expressa como:

$$\hat{r} = \bar{r} + g \cdot \tilde{r} \quad (2.24)$$

onde, \bar{r} é a resposta média, \tilde{r} é o valor quadrático médio (*rms*) da resposta flutuante e g é o fator de pico estatístico.

A resposta flutuante pode ser dividida em duas componentes distintas: a resposta de fundo (“*background*”), cuja energia está espalhada sobre uma banda larga no intervalo de baixas frequências e a resposta ressonante, que consiste de uma série de picos de energia altamente concentrados nas frequências naturais da estrutura. O valor quadrático médio (*rms*) da resposta flutuante total pode ser calculada como a resposta “*background*” somada à contribuição de cada modo de vibração significativa, conforme mostra expressão abaixo:

$$\tilde{r} = \sqrt{\tilde{r}_B^2 + \sum \tilde{r}_{Rj}^2} \quad (2.25)$$

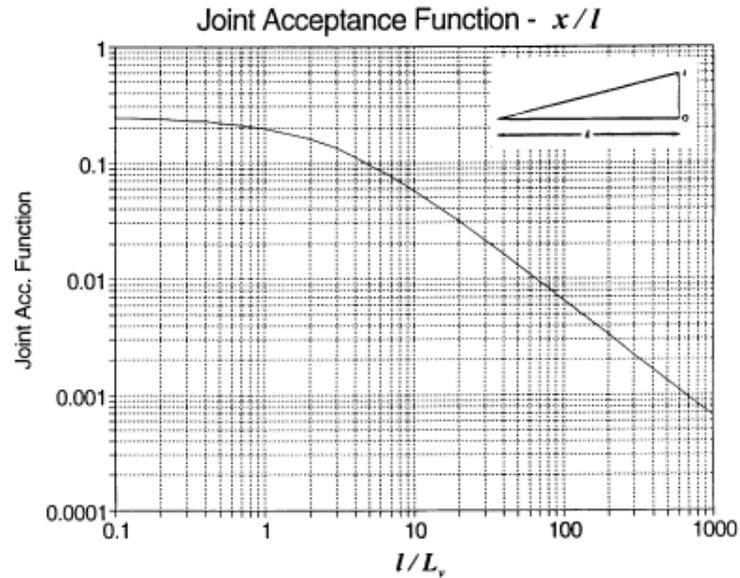


Fig. 2.5 – Função de aceitação conjunta para resposta “background” (Loredo-Souza e Davenport, 1998).

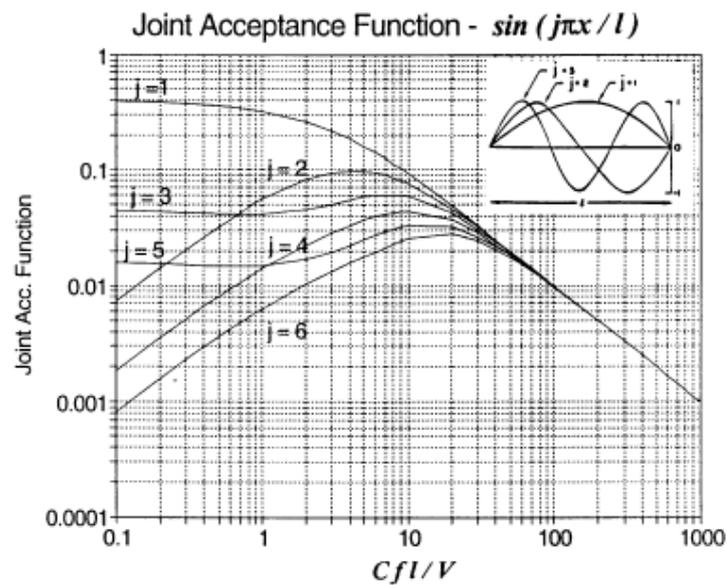


Fig. 2.6 – Função de aceitação conjunta para resposta ressonante (Loredo-Souza e Davenport, 1998).

2.2 Identificação de sistemas

2.2.1 Aspectos gerais

Define-se como identificação de sistemas o processo por meio do qual se constrói um modelo matemático do sistema de interesse, determinando-se seus parâmetros a partir de medições simultâneas de excitação e resposta ou, como será discutida adiante, apenas a resposta das mesmas excitações desconhecidas. Segundo Ljung (1999), uma das primeiras

aplicações em sistemas dinâmicos foi o uso de modelos de identificação em tempo real utilizados em Engenharia Elétrica. Quase simultaneamente, sob o nome de análise experimental modal, começava a desenvolver-se na Engenharia Mecânica um esquema para a análise de estruturas submetidas às vibrações. Os parâmetros identificados neste caso foram as frequências naturais, as razões de amortecimento, as formas modais e os fatores de correlação modal (Ewins, 1995). A partir destas propostas, desenvolveram-se durante estas últimas poucas décadas numerosos métodos para a identificação de parâmetros modais que, de acordo com o domínio em que são formulados, podem classificar-se como métodos no domínio da frequência ou no domínio do tempo.

Para o propósito da identificação estrutural, é em geral necessário medir simultaneamente excitação e resposta. Porém, em muitas estruturas civis de grande porte, tais como pontes, barragens, estruturas “*offshore*” entre outras, frequentemente não é possível monitorar a excitação. Esta dificuldade prática conduz ao desenvolvimento de métodos de identificação de sistemas baseados apenas no conhecimento da resposta.

Dentro dos métodos estocásticos no domínio da frequência, o esquema mais utilizado, é possivelmente o denominado por detecção de picos (*Peak-Picking*, PP) (Ewins, 1995), no qual se obtém primeiramente o espectro dos registros medidos no tempo por meio da transformada rápida de Fourier (*Fast Fourier Transform*, FFT). As frequências correspondentes aos picos dos espectros constituem estimadores das frequências naturais. Este método supõe que a excitação não apresenta componentes harmônicos importantes, que o amortecimento é baixo e que os modos estão bem separados. Um método mais avançado consiste na obtenção dos autovalores da matriz definida pelos espectros de deslocamentos, velocidades ou acelerações generalizadas. O método mencionado exige a diagonalização da matriz de densidades espectrais, e foi posteriormente aplicado a funções de respostas em frequência (*Frequency Response Function*, FRF), transformando-se no método denominado por função indicadora de modos complexos (*Complex Mode Indication Function*, CMIF) (Shih et al, 1988). Com este método elimina-se a dificuldade que apresenta a multiplicidade de modos.

Os problemas encontrados nas aplicações dos métodos no domínio da frequência conduziram a um renovado interesse nos métodos no domínio do tempo. O uso direto da resposta no domínio do tempo, sem necessidade de transformá-la ao domínio da frequência, faz dispensável a consideração da interferência dos modos devida aos valores de amortecimento altos ou as frequências naturais próximas. Propuseram-se vários métodos de identificação de sistemas diretamente a partir da resposta no domínio do tempo ou determinando as covariâncias das mesmas. Dentre estes métodos, destacam-se: o método do decremento logarítmico (*Logarithmic-Decrement*) primeiramente mencionado por Scanlan (Scanlan e Tomko, 1971) e posteriormente utilizado por Kumarasena (1989) e outros, baseia-se em estimar os parâmetros da resposta de um dos graus de liberdade em isolado, supondo a resposta deste como um harmônico amortecido; o método dos mínimos quadrados não-linear (*Nonlinear Least Squares*, NLS) utilizado por Beliveau (1973), baseia-se em uma expansão em série de Taylor dos parâmetros das matrizes em torno de estimativas iniciais destas; o método dos mínimos quadrados ordinários (*Ordinary Least Squares*, OLS) e o método do instrumental variável (*Instrumental Variable*, IV) utilizados por Imai et al (1989), baseiam-se em métodos de estimativa através de formas modais e vetores de estado; o método dos mínimos quadrados unificados (*Unifying Least Squares*, ULS) proposto por Gu et al (2000), baseia-se numa função erro total unificada que contempla os movimentos vertical e torsional para otimizar os derivativos aerodinâmicos; o método dos mínimos quadrados ponderados (*Weighting Ensemble Least Squares*, WELS) proposto por Li et al (2003), é baseado no ajuste simultâneo dos movimentos verticais e torsionais ponderados por um fator para equivalência entre os registros no erro total, para identificação dos parâmetros modais comuns; o método Ibrahim no domínio do tempo (*Ibrahim Time Domain*, ITD) é apropriado para registros no tempo de vibrações livres que são senóides de amplitudes decrescentes (Ibrahim e Mikulcik, 1977); e o método Ibrahim no domínio do tempo modificado (*Modified Ibrahim Time Domain*, MITD) é baseado nas idéias do método do instrumental variável (IV) aplicado ao método Ibrahim no domínio do tempo (ITD) (Sarkar et al, 1992). Os métodos que usam covariância entre as respostas medidas têm como característica importante o fato de a matriz de covariâncias poder ser fatorada nas matrizes do sistema. Esta propriedade transforma-se no pilar dos métodos baseados nos subespaços. Os primeiros algoritmos de subespaço foram apresentados por Van Overschee (Van Overschee e De Moor, 1993). O método de subespaço

baseado nas covariâncias (Stochastic Subspace Identification – Covariance Driven, SSI-COV) (Peeters, 2000) usa a matriz de covariâncias das respostas e um número limitado de respostas como referências, o qual corresponde à análise modal clássica onde as matrizes da resposta impulsiva são retangulares, tendo como linhas o número de respostas e como colunas o número de excitações medidas. No caso do método SSI-COV, as respostas impulso substituem-se pelas covariâncias entre as respostas, enquanto a excitação substitui-se pelas respostas de referências.

Em resumo, a identificação de sistemas constitui uma área de grande interesse científico, com importantes implicações tecnológicas. No caso particular de sistemas estruturais, os parâmetros identificados em problemas lineares, frequências naturais, formas modais e coeficientes de amortecimento, são necessários para verificar ou calibrar modelos analíticos. Por outro lado, estes parâmetros são também essenciais nos procedimentos de detecção e avaliação de danos estruturais (Andersen e Kikergaard, 1998), assim como no controle de vibrações, todas as aplicações mencionadas exigem uma avaliação confiável e precisa dos parâmetros relevantes, o que impõe fortes exigências aos métodos empregados.

2.2.2 Método dos mínimos quadrados para identificação de sistemas de pontes

O método dos mínimos quadrados e suas variações contribuem para identificação de sistemas, principalmente de parâmetros estruturais associados aos efeitos dinâmicos de estruturas civis de grande porte. No que concerne a estruturas de pontes de vãos longos, este método auxilia na identificação das frequências e amortecimentos do sistema, assim como, dos derivativos aerodinâmicos, essenciais para análise do drapejamento destas estruturas. Este método é utilizado para minimizar o erro quadrático entre os dados medidos (valores observados) e os dados estimados (valores calculados) segundo um modelo. A função erro total pode ser definida genericamente como:

$$Erro = \sum_{i=1}^N (X_i - \hat{X}_i)^2 \quad (2.26)$$

onde:

X_i → valores observados de X ;

\hat{X}_i → valores calculados de X .

O modelo a ser adotado depende das características do sistema que está sendo analisado, considerando-se, principalmente, a equação que governa a resposta, a forma de resposta, os parâmetros a serem determinados e a forma de obtenção dos valores observados.

No caso de seções de tabuleiros de pontes submetidas à ação do vento, mais especificamente, ao drapejamento, as Eqs. 2.4 são as equações de movimento que regem o sistema vento-estrutura. As forças auto-excitadas representativas do drapejamento são dadas pelas Eqs. 2.5 e 2.6. A Eq. 2.10 é uma representação na forma matricial do sistema vento-estrutura com as parcelas referentes ao vento e a estrutura separadas. Já a Eq. 2.11, representa o sistema vento-estrutura com as matrizes dos parâmetros estruturais modificadas pela ação do vento.

As estimativas de respostas de vibrações livres ao vento, de um modelo seccional com dois graus de liberdade, vertical e torsional, respectivamente, podem ser expressas como:

$$\hat{h}_{pm} = \sum_{r=1}^2 e^{-\zeta_r \cdot \omega_r \cdot m \cdot \Delta t} [A_{phr} \cdot \cos(\omega_r \cdot m \cdot \Delta t) + B_{phr} \cdot \text{sen}(\omega_r \cdot m \cdot \Delta t)] \quad (2.27)$$

$$\hat{\theta}_{pm} = \sum_{r=1}^2 e^{-\zeta_r \cdot \omega_r \cdot m \cdot \Delta t} [A_{p\theta r} \cdot \cos(\omega_r \cdot m \cdot \Delta t) + B_{p\theta r} \cdot \text{sen}(\omega_r \cdot m \cdot \Delta t)]$$

onde, ζ_r é a razão de amortecimento, ω_r é a frequência circular de vibração, A_{phr} , B_{phr} , $A_{p\theta r}$ e $B_{p\theta r}$ são constantes que dependem das condições iniciais, Δt é o intervalo de tempo, $r = 1, 2$ é o número de modos de vibração, $m = 1, 2, \dots, M$ é o número de amostras de cada registro e $p = 1, 2, \dots, N$ é o número de registros de vibrações livres testados repetidamente na mesma velocidade de vento.

O modelo de Gu et al (2000), já citado anteriormente - aqui mais explicitado devido à sua relevância para este trabalho, é um método de identificação dos derivativos aerodinâmicos de tabuleiros de pontes baseado na teoria dos mínimos quadrados unificados (Unifying Least Squares, ULS). Neste método, uma função erro total unificada, que é linearmente composta por duas componentes de erro, uma do movimento vertical e a outra do torsional, é definida como a função objetivo para otimizar os derivativos aerodinâmicos. Por outro lado, um valor inicial no processo iterativo para a otimização dos derivativos

aerodinâmicos é estimado pelo método MITD. Então, as funções erros parciais entre os valores medidos e os valores estimados das vibrações livres vertical e torsional (Eqs. 2.27) com $p = 1$, respectivamente, podem ser definidas como:

$$\begin{aligned} \{e_h\}^T &= \{e_{h1}, e_{h2}, \dots, e_{hM}\} \\ \{e_\theta\}^T &= \{e_{\theta1}, e_{\theta2}, \dots, e_{\theta M}\} \end{aligned} \quad (2.28)$$

onde:

$$\begin{aligned} e_{hm} &= h_m - \hat{h}_m \\ e_{\theta m} &= \theta_m - \hat{\theta}_m \end{aligned} \quad (2.29)$$

Os mínimos quadrados unificados (ULS) solucionam os parâmetros modais, extraíndo-os via minimização do erro unificado, usando registros no tempo de h e θ simultaneamente. A função erro total unificada é definida como:

$$ErroUni = \{e_h\}^T \{e_h\} + \{e_\theta\}^T \{e_\theta\} \quad (2.30)$$

O modelo de Li et al (2003), já citado anteriormente - aqui mais explicitado devido à sua relevância para este trabalho, é um método de identificação dos parâmetros modais comuns de tabuleiros de pontes baseado na teoria dos mínimos quadrados ponderados (*Weighting Ensemble Least Squares*, WELS). Neste método, N registros no tempo de vibrações livres vertical e torsional do conjunto são simultaneamente ajustadas para identificar os parâmetros modais comuns pelo método dos mínimos quadrados não-linear no sentido de minimizar a função erro total. Fatores de ponderação são utilizados para cada registro experimental para que tenham o mesmo peso na análise do erro total.

Então, as funções erros parciais entre os N valores medidos e os N valores estimados das vibrações livres vertical e torsional (Eqs. 2.27), respectivamente, podem ser definidas como:

$$\begin{aligned} \{e_{ph}\}^T &= \{e_{ph1}, e_{ph2}, \dots, e_{phM}\} \\ \{e_{p\theta}\}^T &= \{e_{p\theta1}, e_{p\theta2}, \dots, e_{p\theta M}\} \end{aligned} \quad (2.31)$$

onde:

$$\begin{aligned} e_{phm} &= h_{pm} - \hat{h}_{pm} \\ e_{p\theta m} &= \theta_{pm} - \hat{\theta}_{pm} \end{aligned} \quad (2.32)$$

Fatores de ponderação são introduzidos nas Eqs. 2.31. Logo, as funções erros parciais podem ser reescritas como:

$$\begin{aligned} \{e'_{ph}\}^T &= \beta_{ph} \{e_{ph}\}^T \\ \{e'_{p\theta}\}^T &= \beta_{p\theta} \{e_{p\theta}\}^T \end{aligned} \quad (2.33)$$

onde, $\beta_{ph} = R_{\max}/R_{ph}$ e $\beta_{p\theta} = R_{\max}/R_{p\theta}$ são os fatores de ponderação, R_{\max} é o máximo dos valores quadráticos médios (*rms*) dos N registros de vibrações e, R_{ph} e $R_{p\theta}$ são os valores *rms* de registros no tempo de vibrações livres vertical e torsional, respectivamente.

Para os N registros de vibrações livres na mesma velocidade de vento, a função erro total pode ser definida como:

$$Erro_{WE} = \sum_{p=1}^N \{e'_{ph}\}^T \{e'_{ph}\} + \sum_{p=1}^N \{e'_{p\theta}\}^T \{e'_{p\theta}\} \quad (2.34)$$

2.2.3 Método do “*Random Decrement*” (RD) (Yang et al, 1983; Ueng et al, 2000)

O método do “*Random Decrement*” foi desenvolvido originalmente por Cole (Cole, 1971; Cole, 1973) para medir o amortecimento e para detecção da deterioração estrutural de asas de avião submetidas às excitações por drapejamento devido ao vento.

O método do “*Random Decrement*” é eficiente e simples no processamento de medidas de vibrações, e o não requerimento de medidas da excitação na entrada de dados faz este método ser bastante aplicado no processo de identificação de sistemas. Este método consiste basicamente na transformação de respostas aleatórias de uma estrutura em sinais “*Random Decrement*” que são equivalentes ao decaimento livre da estrutura corrente, e é particularmente usado nas medidas de estruturas e sistemas mecânicos porque suas excitações são naturalmente provenientes de entradas aleatórias como vento, ruído acústico e etc.

A resposta $x(t)$ de um sistema linear é governada pela seguinte equação:

$$m.\ddot{x}(t) + c.\dot{x}(t) + k.x(t) = f(t) \quad (2.35)$$

A solução desta equação diferencial depende de suas condições iniciais e da excitação externa $f(t)$. Como para sistemas lineares o princípio de superposição é aplicável, a resposta pode ser decomposta em três partes: resposta devida ao deslocamento inicial, velocidade inicial, e excitação externa.

A análise do “*Random Decrement*” consiste na média de N segmentos de duração t_d da resposta do sistema que pode ser representado nos seguintes passos (Fig. 2.7):

Passo 1 - Calcule uma amplitude x_s , que é usualmente o valor quadrático médio do valor de $x(t)$;

Passo 2 - Selecione o tempo de partida t_i para cada segmento tal que:

$$x(t_i) = x_s, \quad i = 1, 2, 3 \dots$$

$$\dot{x}(t_i) \geq 0, \quad i = 1, 3, 5 \dots$$

$$\dot{x}(t_i) \leq 0, \quad i = 2, 4, 6 \dots$$

Passo 3 - A média dos N segmentos da resposta medida produz uma função do tempo $\delta(\tau)$ como segue:

$$\delta(\tau) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x(t_i + \tau), \quad 0 < \tau < t_d \quad (2.36)$$

onde, a função $\delta(\tau)$ é denominado sinal “*Random Decrement*”.

Segundo o Passo 2, se as partes da resposta devida à velocidade inicial são médias, cancelam-se, porque as partes com inclinação inicial negativa e positiva são dispostas alternadamente e suas distribuições são aleatórias. Ademais, se as partes devidas à excitação externa são médias, elas também desaparecem, porque por definição a excitação é aleatória. Na Fig. 2.8, tem-se a ilustração dos princípios da técnica do “*Random Decrement*”.

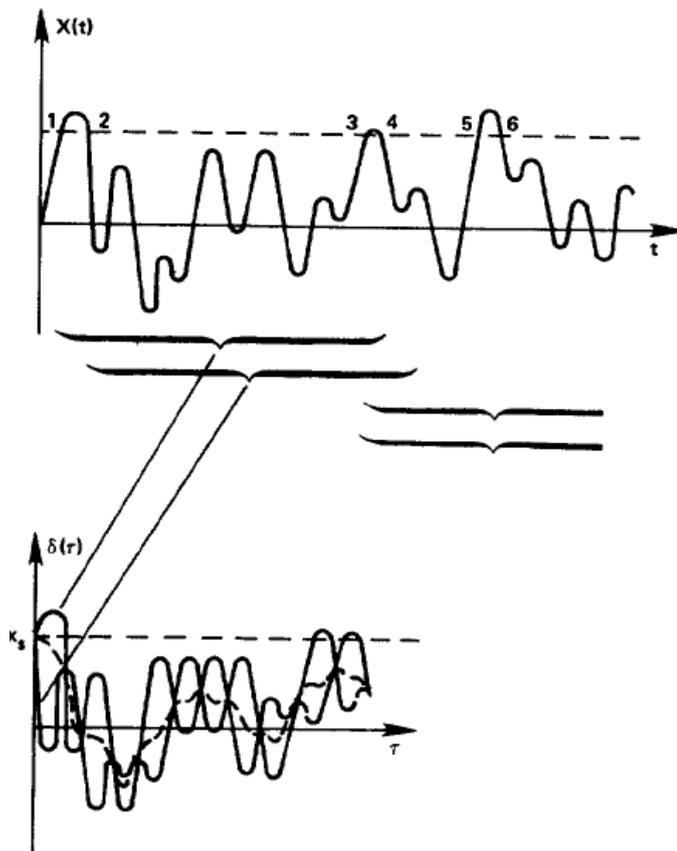


Fig. 2.7 – Extração do sinal “Random Decrement” (Yang et al, 1983).

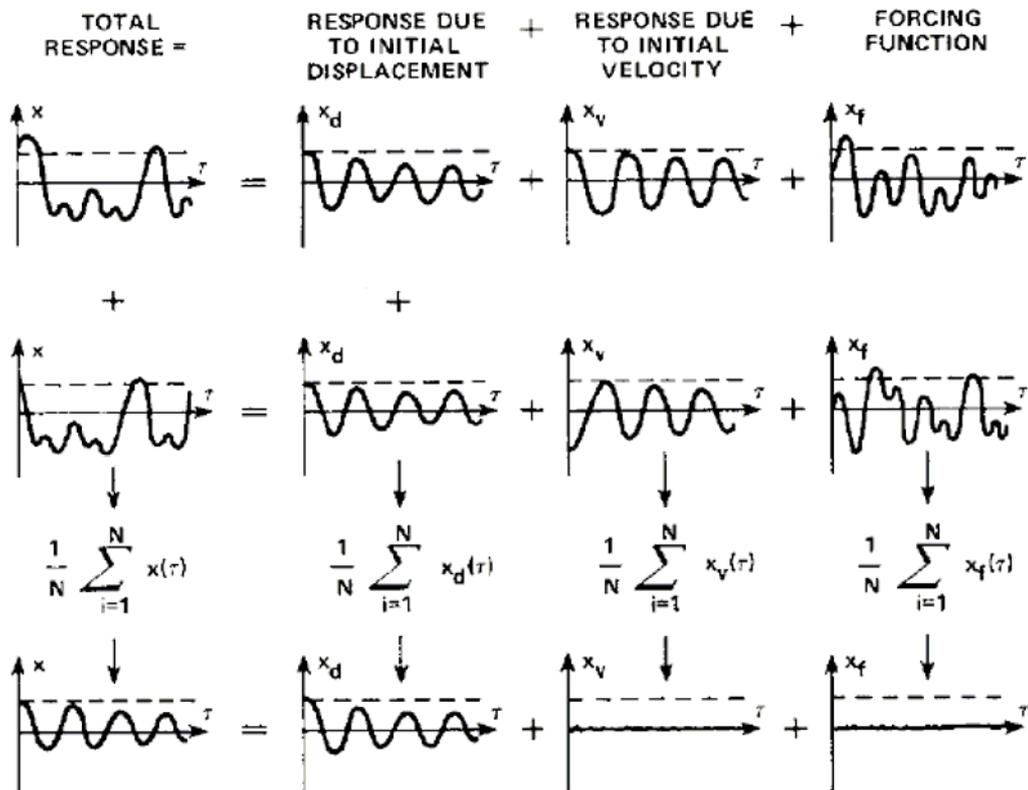


Fig. 2.8 – Princípios da técnica do “Random Decrement” (Yang et al, 1983).

2.3 Seções transversais de pontes

As respostas de pontes ao vento são principalmente governadas pelas propriedades aerodinâmicas das seções transversais e pelos parâmetros estruturais tais como massa (m), momento de inércia de massa (I), frequências naturais (f_h , f_θ) e razão de amortecimento mecânico (ζ_{mec}). Logo, a forma da seção transversal é um importante parâmetro para as respostas de vento e para a estabilidade aeroelástica de pontes suspensas e estaiadas de vãos longos. O colapso final da primeira Ponte Tacoma Narrows, Figs. 2.9, 2.10 e 2.11, foi atribuído à forma da seção transversal aerodinamicamente desfavorável e à leveza da estrutura da ponte (Larsen, 1998; Farquharson et al, 1949-54).

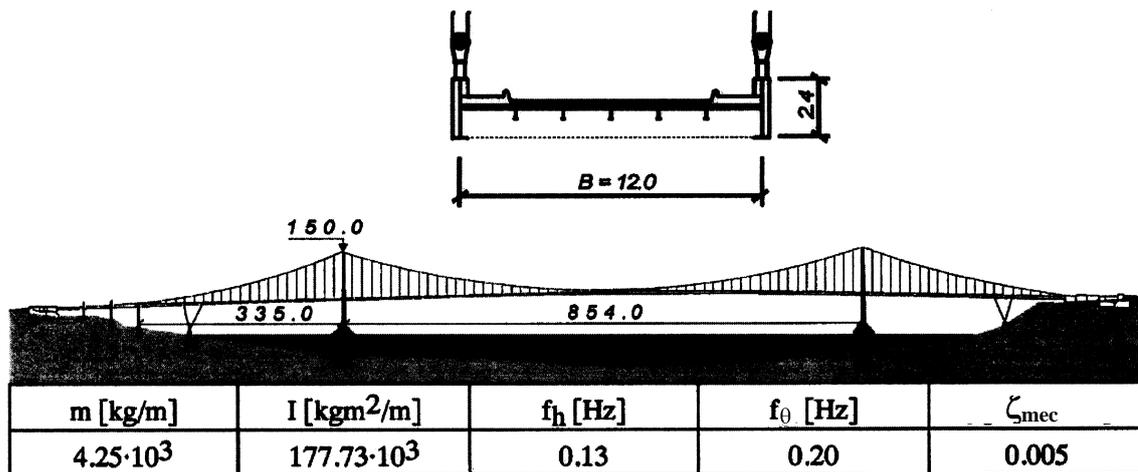


Fig. 2.9 – Primeira Ponte Tacoma Narrows (EUA). Seção transversal do tabuleiro, dados de construção e parâmetros estruturais aplicados para o primeiro modo assimétrico de vibração (Larsen, 1998; Farquharson et al, 1949-54).

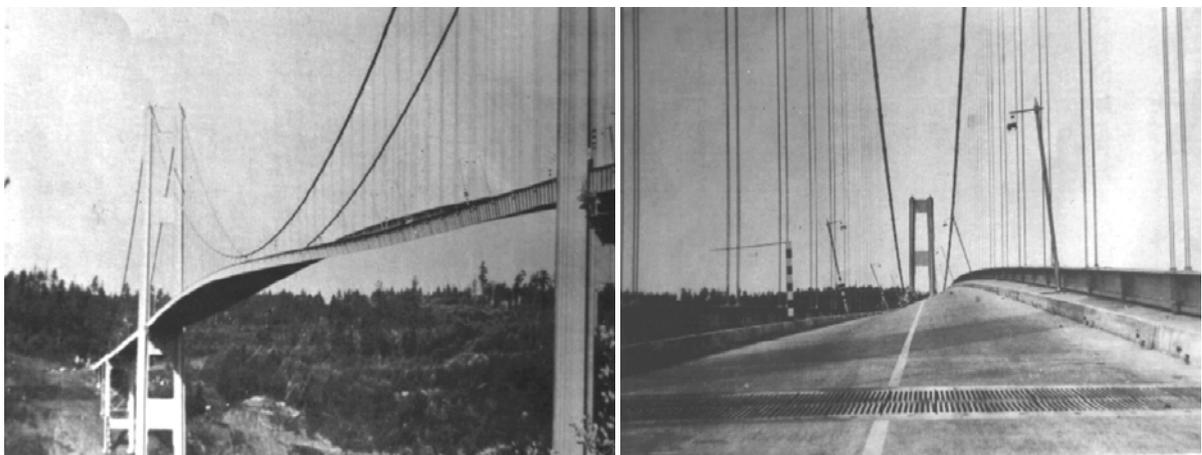


Fig. 2.10 – Primeira Ponte Tacoma Narrows (EUA) durante a oscilação.

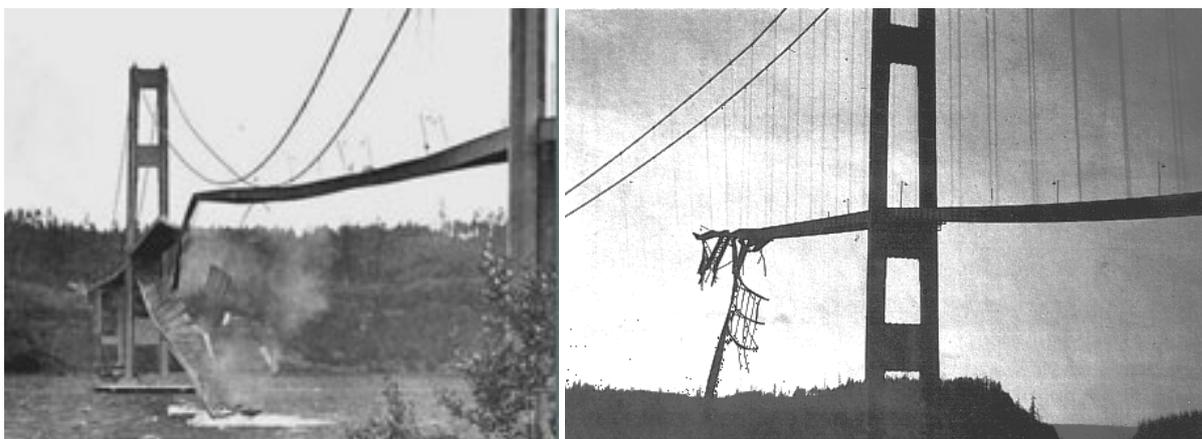


Fig. 2.11 – Primeira Ponte Tacoma Narrows (EUA) no momento e após o colapso.

Um extenso número de investigações aponta que as seções transversais de forma H similar à primeira Tacoma Narrows são indesejáveis do ponto de vista aerodinâmico, porém, permanecem atrativas tanto do ponto de vista econômico quanto à facilidade de fabricação. Então, otimizações aerodinâmicas podem ser uma boa maneira de torná-las atrativas do ponto de vista aerodinâmico também. Já a seção caixão trapezoidal, devida à sua forma aerodinâmica, exibe um alto grau de estabilidade aerodinâmica, particularmente quando alguma extremidade de forma aerodinâmica está incorporada no projeto.

2.3.1. Tabuleiros de seção treliçada

Tabuleiros de seção treliçada são menos propensos as oscilações induzidas pelo vento do que tabuleiros de seção tipo placa e passaram a ser amplamente utilizados após o acidente da Ponte Tacoma, principalmente pelos americanos. O drapejamento de 1 GDL, também conhecido como instabilidade torsional, pode ser um problema, mas uma rigidez torsional adequada remete a uma velocidade crítica de instabilização a valores altos e seguros. Na concluída Ponte Golden Gate (Fig. 2.12), que tem um tabuleiro de seção treliçada, um severo movimento foi observado durante uma tempestade em 1951 alcançando uma amplitude de 1,7m; como solução, a rigidez torsional foi aumentada pela adição de um contraventamento (Vincent, 1958; Wardlaw, 1994; Meyer, 1999). As pontes japonesas geralmente seguem a tradição americana de tabuleiros com seção transversal treliçada de grande altura, como por exemplo, a Ponte Akashi Kaikyo que ostenta o título de ponte com maior vão livre do mundo (Fig. 2.13).



Fig. 2.12 – Ponte Golden Gate - EUA.



Fig. 2.13 – Ponte Akashi Kaikyo - Japão.

2.3.2 Tabuleiros de seção tipo placa

Tabuleiros de seção tipo placa, considerados de forma rombuda, estão propensos a oscilações causadas por vórtices e drapejamento. Este fenômeno tem sido verificado tanto em

estruturas reais quanto em modelos experimentais. Particularmente, foram observadas severas oscilações em quatro pontes suspensas, a Ponte Tacoma Narrows - já mencionada, a Ponte Thousand Island, a Ponte Deer Isle e a Ponte Whitestone, e em duas pontes estaiadas, a Ponte Longs Creek e a Ponte Kessock. A Ponte Longs Creek foi corrigida por artifícios aerodinâmicos. A Ponte Kessock foi corrigida pela instalação de 200kg de massa de amortecedores de massa sintonizados abaixo da porção central do tabuleiro. As outras pontes foram corrigidas por várias disposições de cabos estaiados (Farquharson et al, 1949-54) e no caso de Ponte Whitestone, a adição de cabos estaiados foram suplementados por amortecedores de atrito nas torres e a instalação de treliças acima das vigas placas (Fig. 2.14).



Fig. 2.14 – Ponte Whitestone – EUA.

2.3.3 Tabuleiros de seção caixão

Do ponto de vista da estabilidade aerodinâmica, a experiência com pontes concluídas com tabuleiros de seção caixão tem sido muito positiva. Com a grande rigidez torsional que é possível com o tabuleiro caixão, o risco de drapejamento pode ser eliminado. Seções caixão são muitas vezes projetadas em concreto, e sua grande massa combinada com sua grande rigidez torsional favorece a redução da sensibilidade ao vento. Há três categorias de tabuleiros de seção caixão: o caixão central, o caixão em toda largura e vigas caixão de extremidade (Fig. 2.15).

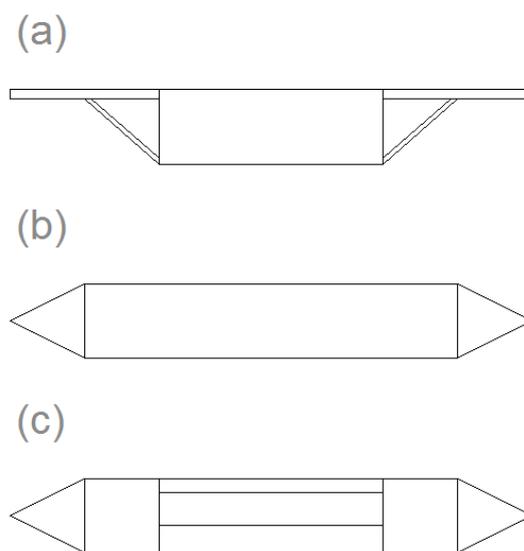


Fig. 2.15 – Tipos de seção caixão: (a) caixão central, (b) caixão em toda largura e (c) vigas caixão de extremidade.

O caixão central estreito, com grande aba, minimiza a excitação por desprendimento de vórtices, mas com larguras maiores, os caixões centrais melhoram a performance aerodinâmica com a adição de abas inclinadas. No caixão em toda largura é normal a colocação de uma forma aerodinâmica adicional nas extremidades para cessar a excitação por desprendimento de vórtices. As vigas caixão de extremidade de pequena altura portam-se satisfatoriamente, particularmente se alguma forma aerodinâmica é introduzida nas extremidades, mas para as vigas caixão de extremidade mais alta, o tabuleiro está propenso a excitação por desprendimento de vórtices.

Como exemplos de pontes com tabuleiro em seção caixão tem-se a Ponte Great Belt East (Figs. 2.16 e 2.17), a Ponte Humber, a Ponte Normandy, a Ponte Tatará (Fig. 2.18), entre outras.

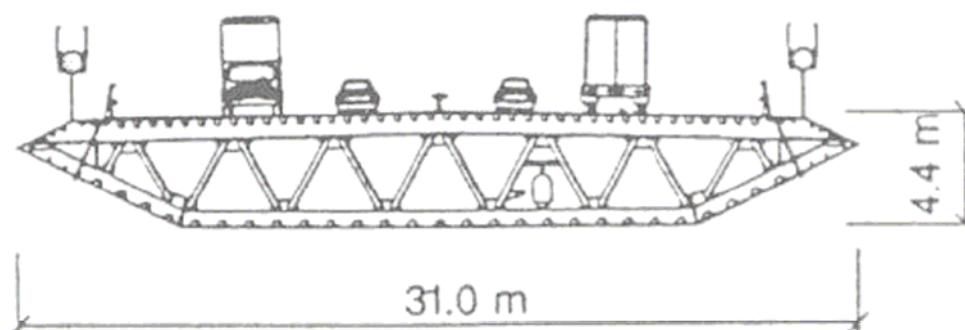


Fig. 2.16 – Seção transversal do tabuleiro da Ponte Great Belt East – Dinamarca.



Fig. 2.17 – Ponte Great Belt East – Dinamarca.



Fig. 2.18 – Ponte Tatara – Japão.

2.3.4 Otimizações para assegurar a estabilidade aerodinâmica

O projeto de uma ponte é considerado satisfatório com relação às excitações provocadas pelo vento quando as velocidades críticas nas quais as instabilidades aerodinâmicas ocorrem estiverem bem acima dos valores de projeto, ou se as amplitudes das vibrações forem pequenas, a ponto de, não causar nenhum dano estrutural ou funcional. De outra maneira, alguns artifícios deverão ser introduzidos no projeto com o objetivo de

diminuir ou suprimir fenômenos indesejáveis. Estes artifícios podem ser classificados em dispositivos mecânicos ou aerodinâmicos.

Como medida mecânica tem-se, para suprimir ou evitar a ocorrência de galope ou vibrações induzidas por vórtices, o aumento da rigidez da estrutura, que desloca sua frequência natural para cima, havendo a possibilidade da velocidade crítica ficar acima da faixa de velocidades prováveis de ocorrer durante a vida útil da estrutura. O aumento de rigidez deve ser buscado de maneira a não aumentar substancialmente a massa; em geral o aumento de rigidez à torção é muito eficiente para elevar a velocidade crítica de drapejamento de pontes, principalmente das que apresentam tabuleiros com seção transversal não aerodinâmica.

Outra maneira de diminuir as amplitudes das vibrações e aumentar a velocidade crítica de drapejamento é aumentando o amortecimento estrutural, o que não é muito prático. Já a adição de atenuadores dinâmicos sintonizados (ADS's), que têm uma massa aproximada de um por cento do que a da estrutura, pode ter impacto significante na resposta. A ponte Rio-Niterói é um exemplo de estrutura que utilizou os ADS's para minimizar as oscilações devidas ao desprendimento de vórtices (Battista e Pfeil, 2005) (Fig. 2.19).



Fig. 2.19 – Pórtico com os ADS's preparados para ensaios na COPPE-UFRJ (Battista e Pfeil, 2005).

Outra maneira de garantir a estabilidade de uma estrutura submetida ao vento é tornar a sua forma de seção transversal aerodinâmica. A forma e o tamanho da seção transversal geralmente são determinados de acordo com as necessidades estruturais e

funcionais ou com base em experiências passadas (Ito e Nakamura, 1982). O uso de seções transversais muito rombudas em pontes deve ser evitado a menos que o seu vão seja pequeno.

Uma outra medida aerodinâmica para obter um projeto resistente ao vento é o uso de seções com aberturas como as seções treliçadas. O uso de seções com aberturas diminui bastante as amplitudes de vibrações induzidas por vórtices em pontes. Também há o uso de pequenas aberturas centrais no tabuleiro, onde as dimensões destas aberturas são governadas e limitadas pela resistência do tabuleiro requerida.

No caso de não ser possível fazer mudanças substanciais na forma básica da seção transversal por razões de projeto, alguns dispositivos aerodinâmicos devem ser incorporados à estrutura. Estes dispositivos foram desenvolvidos principalmente para suprimir a resposta de estruturas excitadas pelo desprendimento de vórtices e aumentar a velocidade crítica de drapejamento. Alguns exemplos de aplicação de dispositivos aerodinâmicos:

- a. Munir de dispositivos aerodinâmicos triangulares laterais na ordem de melhorar a conduta aerodinâmica;
- b. Inclinações diferentes dos dispositivos aerodinâmicos laterais;
- c. Dispositivos aerodinâmicos internos com o intuito de limitar a formação de vórtices, uma das causas principais de instabilidades.

Através de testes em túnel de vento foi observada a alta eficiência dos dispositivos aerodinâmicos internos.

Alguns dispositivos aerodinâmicos usados em seções transversais de pontes estaiadas ou suspensas foram indicados por Ito e Nakamura (1982) e são mostrados na Fig. 2.20.

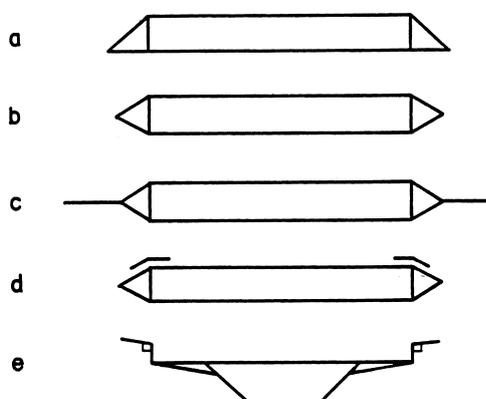


Fig. 2.20 –Estabilizadores para tabuleiros de pontes; (a, b) com bordo suavizador, (c) com bordo suavizador mais placa divisória, (d, e) flape.

3 MODELO DE IDENTIFICAÇÃO DE SISTEMAS

Representar por meio de modelos matemáticos, sistemas e fenômenos observados sempre foi um desafio. Desde a antiguidade, o homem tem procurado descrever matematicamente sistemas reais para ajudá-lo a entendê-los e, assim, resolver problemas relacionados a eles. Apesar do desenvolvimento de novas técnicas de modelagem, o antigo desafio de representar um sistema real usando-se um análogo matemático parece permanecer inalterado.

Uma das mudanças ocorridas em meados dos anos noventa foi a crescente necessidade de desenvolver formas de obter modelos matemáticos a partir de dados observados e não exclusivamente partindo-se das equações que descrevem a física do processo. As possíveis razões para esta mudança são muitas, mas parece instrutivo mencionar as seguintes: em primeiro lugar, de forma geral, os sistemas com as quais se precisava lidar eram mais complexos, conseqüentemente, nem sempre era possível escrever as equações básicas do sistema, procedimento conhecido como modelagem fenomenológica, ou *modelagem baseada na física do processo*; em segundo lugar, computadores tornaram-se mais acessíveis viabilizando, assim, usá-los para processar dados coletados diretamente dos sistemas e, a partir de tais observações, desenvolver modelos matemáticos capazes de explicar os dados, procedimento conhecido como modelagem empírica ou *identificação de sistemas*.

De forma mais geral, definiu-se a identificação de sistemas como sendo uma área do conhecimento que estuda maneiras de modelar e analisar sistemas a partir de observações, ou seja, de dados. Uma caracterização mais específica para identificação de sistemas em

estruturas de pontes já foi retratada na Seção 2.2. E, segundo Rake (1980), “*identificação de sistemas e estimação de parâmetros sempre significarão coisas diferentes para pessoas diferentes*”.

Na última década tem-se verificado uma tendência geral que tornará o uso de técnicas de identificação e análise de sistemas desejável e até mesmo necessário em praticamente todas as áreas do conhecimento humano. Esta tendência é a inegável capacidade que hoje se tem de coletar dados com informação sobre a dinâmica do sistema que está sendo observado. Assim, o que há duas décadas estava restrito a poucos laboratórios de pesquisa, hoje se encontra em muitos laboratórios e indústrias, a saber, sistemas de aquisição de dados confiáveis capazes de monitorar variáveis de sistemas e processos reais com taxas de amostragem que garantem a representação dinâmica do sistema por meio de tais dados.

Neste trabalho, apresenta-se um método para determinar as características de estruturas de tabuleiros de pontes sob ação do vento a partir do conhecimento da resposta do sistema, sem informação sobre a excitação. Este permite a determinação das *freqüências e amortecimentos do sistema vento-ponte*, e mais especificamente ao fenômeno de drapajamento, a identificação dos coeficientes de drapajamento, também conhecidos como derivativos aerodinâmicos.

3.1 Princípios do método proposto

O modelo proposto baseia-se no método dos mínimos quadrados não-linear para o ajuste das funções de decaimento para identificar os *parâmetros modais do sistema*, tipo *freqüência e amortecimento*, no sentido de minimizar a função erro total. Estas funções de decaimento são análogas a solução geral de sistemas de vibrações livres de 1GDL com amortecimento e tem a seguinte forma:

$$x(t) = e^{-\zeta \cdot \omega \cdot t} [A_1 \cdot \cos(\omega \cdot t) + A_2 \cdot \text{sen}(\omega \cdot t)] \quad (3.1)$$

uma forma equivalente para Eq. 3.1 é:

$$x(t) = A \cdot e^{-\zeta \cdot \omega \cdot t} \text{sen}(\omega \cdot t + \varphi) \quad (3.2)$$

onde, ζ é a razão de amortecimento, ω é a frequência circular de vibração, A é a amplitude inicial, φ é o ângulo de fase e t é o tempo.

A função erro total via mínimos quadrados é definida pela Eq. 2.26.

Os dados medidos serão obtidos através de ensaios em túnel de vento de modelos seccionais reduzidos dinâmicos de tabuleiros de pontes com 2 GDL, um vertical e um torsional. Neste tipo de ensaio, tem-se um sistema sob excitação externa que fornece uma resposta de vibração aleatória. Conseqüentemente, como o método de identificação é baseado numa resposta de decaimento livre do sistema, faz-se necessário o tratamento dos dados medidos via experimento, dando-lhes a forma necessária. Este tratamento é realizado fazendo-se uso da técnica do “*Random Decrement*”, descrito no item 2.2.3.

3.2 Especificidades do método proposto

Estabelecidos os princípios básicos do método, defini-se o modelo ou modelos propriamente ditos. Para a definição dos modelos, levou-se em conta a composição da função de decaimento e da função de minimização do erro por mínimos quadrados não-linear. Na composição da função de decaimento, considerou-se o sistema objeto de análise, principalmente no que concerne aos tipos de movimentos, número de modos de vibração e os parâmetros associados a estes modos; e, na composição da função de minimização do erro, além das considerações feitas para a função de decaimento, considerou-se também se a função será minimizada contemplando os tipos de movimento simultaneamente ou não. Este conjunto de informações resultou na construção de alguns modelos de identificação, resultando, depois de testados vários modelos, nos dois modelos descritos a seguir. Usou-se como plataforma para construção das rotinas de identificação o programa computacional MATLAB-R12. Algumas rotinas auxiliares, tipo leitura e estruturação dos dados medidos, filtros, construção do espectro e integração numérica, foram adaptadas e posteriormente utilizadas no processo, sendo as rotinas originais da autoria do Prof. Marcelo Maia Rocha.

O primeiro modelo foi denominado, pela autora deste trabalho, como *COUPLE*. Neste modelo, as funções de decaimento para o movimento vertical e torsional, respectivamente, podem ser expressas como:

$$\hat{h} = \sum_{r=1}^2 A_{hr} \cdot e^{-\zeta_{hr} \cdot \omega_{hr} \cdot m \cdot \Delta t} \text{sen}(\omega_{hr} \cdot m \cdot \Delta t + \varphi_{hr})$$

$$\hat{\theta} = \sum_{r=1}^2 A_{\theta r} \cdot e^{-\zeta_{\theta r} \cdot \omega_{\theta r} \cdot m \cdot \Delta t} \text{sen}(\omega_{\theta r} \cdot m \cdot \Delta t + \varphi_{\theta r})$$
(3.3)

onde, ζ_{hr} e $\zeta_{\theta r}$ são as razões de amortecimento dos movimentos vertical e torsional, ω_{hr} e $\omega_{\theta r}$ são as freqüências circulares dos movimentos vertical e torsional, A_{hr} e $A_{\theta r}$ são as amplitudes iniciais dos movimentos vertical e torsional, φ_{hr} e $\varphi_{\theta r}$ são os ângulos de fase dos movimentos vertical e torsional, respectivamente, Δt é o intervalo de tempo, $r = 1, 2$ é o número de modos de vibração e $m = 1, 2, \dots, M$ é o número de amostras de cada registro. Este modelo considera dois tipos de movimentos, vertical e torsional, com os parâmetros modais distintos, não só para o modos de vibração, mas também para os movimentos, totalizando dezesseis parâmetros a serem identificados (ver Tab. 3.1). Cabe salientar, que de acordo com a teoria dinâmica, os valores de ζ_{hr} e $\zeta_{\theta r}$ devem ser iguais para os mesmos modos de vibração ou valores de r ; idem para as freqüências.

Tab. 3.1 – Parâmetros modais identificados pelo modelo COUPLE.

Razões de amortecimento	ζ_{h1}	ζ_{h2}	$\zeta_{\theta 1}$	$\zeta_{\theta 2}$
Freqüências circulares	ω_{h1}	ω_{h2}	$\omega_{\theta 1}$	$\omega_{\theta 2}$
Amplitudes iniciais	A_{h1}	A_{h2}	$A_{\theta 1}$	$A_{\theta 2}$
Ângulos de fase	φ_{h1}	φ_{h2}	$\varphi_{\theta 1}$	$\varphi_{\theta 2}$

Estabelecidas as funções de decaimento representativas do sistema para ajuste, compõem-se os erros. Então, as funções erros parciais entre os valores medidos e os valores estimados das vibrações livres vertical e torsional (Eqs. 3.3), respectivamente, podem ser definidas como:

$$\{e_h\}^T = \{e_{h1}, e_{h2}, \dots, e_{hM}\} \quad \text{e} \quad \{e_\theta\}^T = \{e_{\theta 1}, e_{\theta 2}, \dots, e_{\theta M}\}$$
(3.4)

onde:

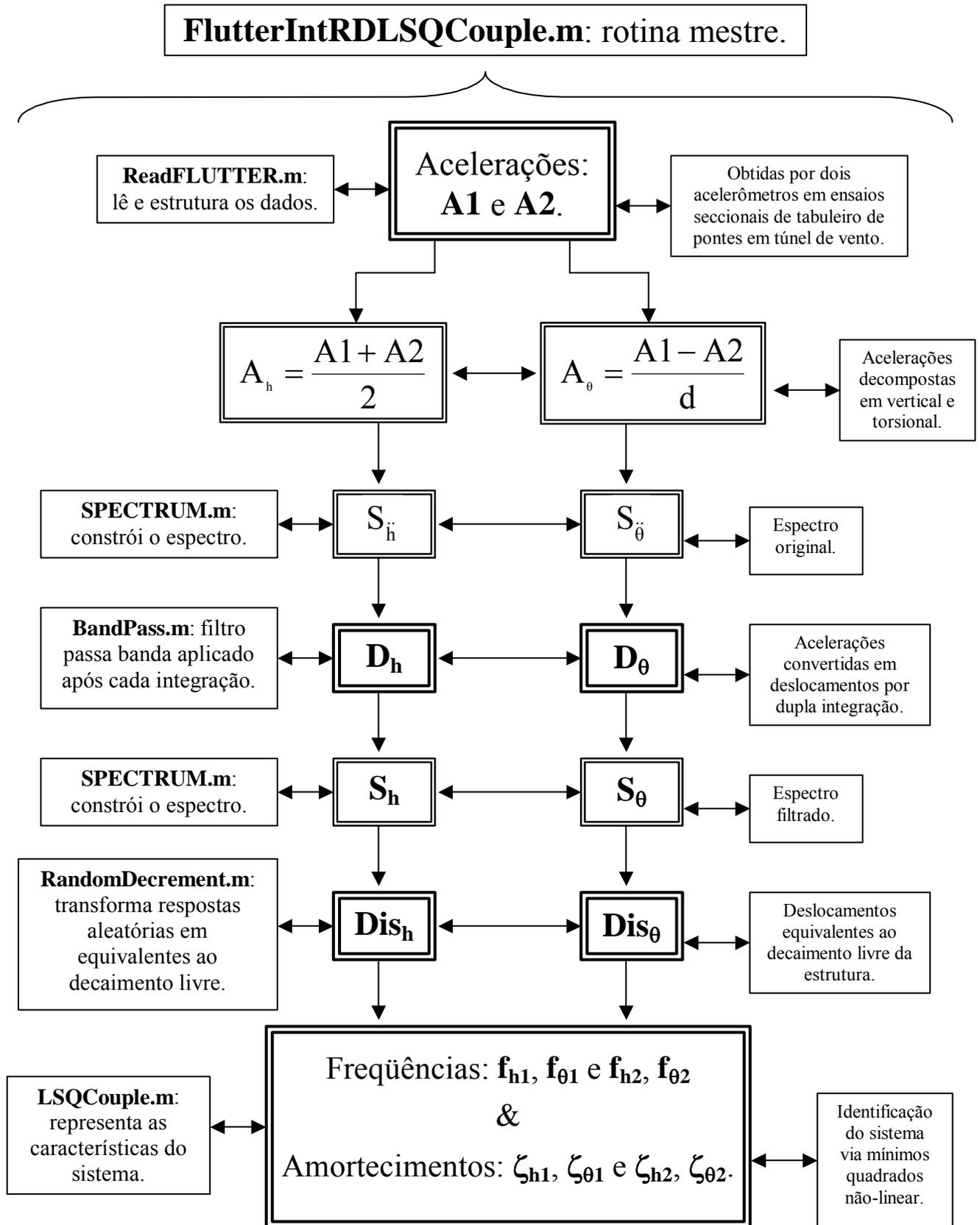
$$e_{hm} = h_m - \hat{h}_m \quad \text{e} \quad e_{\theta m} = \theta_m - \hat{\theta}_m$$
(3.5)

Estabelecem-se duas funções de erro total para minimização por mínimos quadrados não-linear, uma para o movimento vertical, e outra para o movimento torsional, com as seguintes formas:

$$\text{Erro}_h \text{COUPLE} = \{e_h\}^T \{e_h\}$$
(3.6)

$$\text{Erro}_\theta \text{COUPLE} = \{e_\theta\}^T \{e_\theta\}$$
(3.7)

O modelo *COUPLE* soluciona os parâmetros modais extraíndo-os via minimização das Eqs. 3.6 e 3.7 separadamente, usando as histórias no tempo de h e θ respectivamente.

Fig. 3.1 – Fluxograma do modelo de identificação de sistemas *COUPLE*.

As rotinas envolvidas no processo são: FlutterIntRDLSQCouple.m (rotina mestre que contém as demais rotinas citadas adiante e também o processo de integração numérica e identificação de sistemas via mínimos quadrados não-linear), ReadFLUTTER.m (lê e estrutura os dados medidos), Spectrum.m (constrói o espectro), BandPass.m (filtro passa banda), RandomDecrement.m (aplica a técnica do random decrement) e LSQCouple.m (representa as características do sistema segundo o modelo *COUPLE*) (Fig. 3.1).

O segundo modelo foi denominado, pela autora deste trabalho, como *EQUAL*. Neste modelo, as funções de decaimento para o movimento vertical e torsional, respectivamente, podem ser expressas como:

$$\hat{h} = \sum_{r=1}^2 A_{hr} \cdot e^{-\zeta_r \cdot \omega_r \cdot m \cdot \Delta t} \text{sen}(\omega_r \cdot m \cdot \Delta t + \varphi_{hr}) \quad (3.8)$$

$$\hat{\theta} = \sum_{r=1}^2 A_{\theta r} \cdot e^{-\zeta_r \cdot \omega_r \cdot m \cdot \Delta t} \text{sen}(\omega_r \cdot m \cdot \Delta t + \varphi_{\theta r})$$

onde, ζ_r é a razão de amortecimento comum aos movimentos vertical e torsional, ω_r é a frequência circular de vibração comum aos movimentos vertical e torsional, A_{hr} e $A_{\theta r}$ são as amplitudes iniciais dos movimentos vertical e torsional, φ_{hr} e $\varphi_{\theta r}$ são os ângulos de fase dos movimentos vertical e torsional, respectivamente, Δt é o intervalo de tempo, $r = 1, 2$ é o número de modos de vibração e $m = 1, 2, \dots, M$ é o número de amostras de cada registro. Este modelo considera dois tipos de movimentos, vertical e torsional, com os parâmetros modais tipo amortecimento e frequência comuns a ambos os movimentos nos mesmos modos de vibração ou valores de r , totalizando doze parâmetros a serem identificados (ver Tab. 3.2).

Tab. 3.2 – Parâmetros modais identificados pelo modelo *EQUAL*.

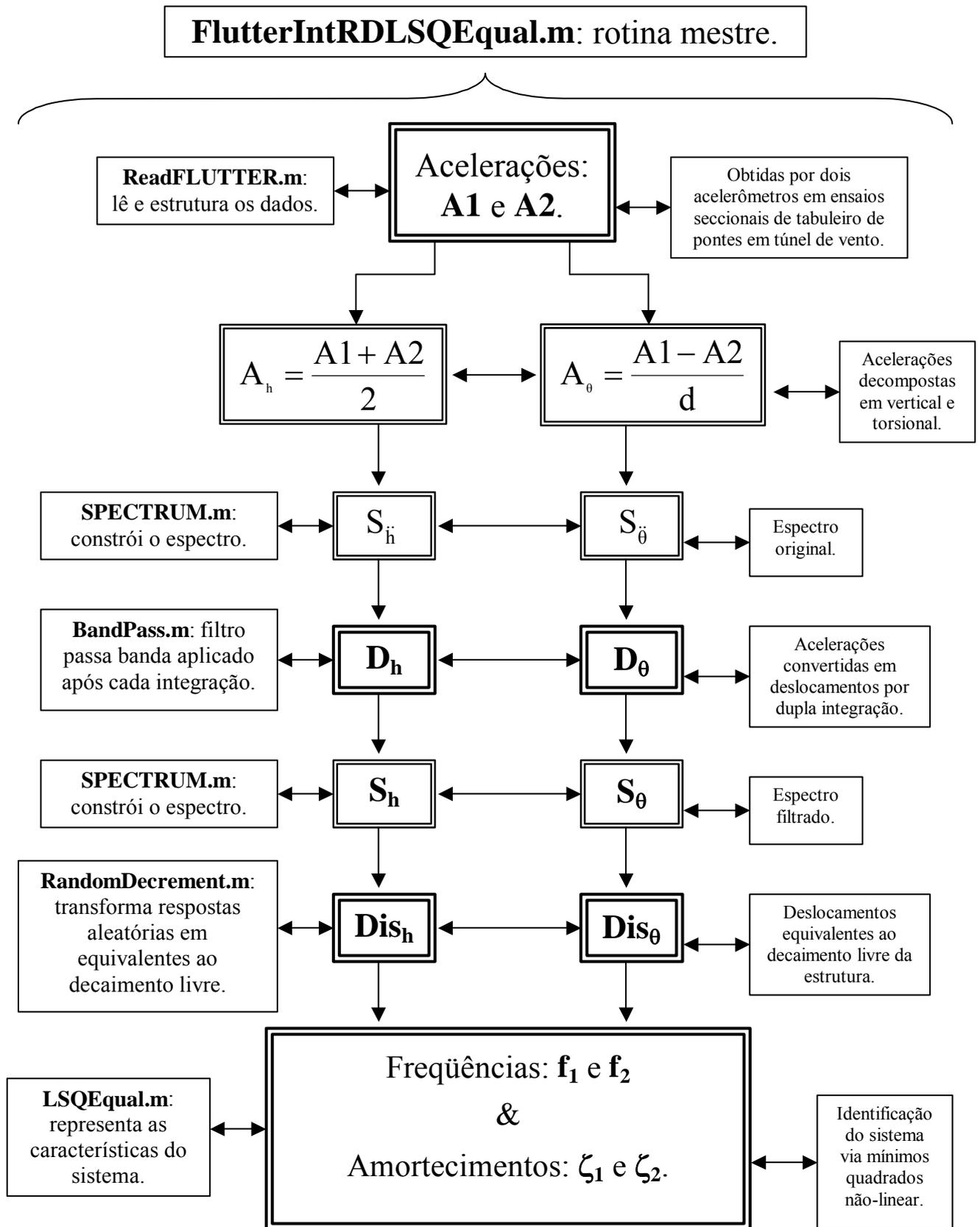
Razões de amortecimento	ζ_1		ζ_2	
Frequências circulares	ω_1		ω_2	
Amplitudes iniciais	A_{h1}	$A_{\theta 1}$	A_{h2}	$A_{\theta 2}$
Ângulos de fase	φ_{h1}	$\varphi_{\theta 1}$	φ_{h2}	$\varphi_{\theta 2}$

Estabelecidas as funções de decaimento representativas do sistema para ajuste, compõem-se os erros. Então, as funções erros parciais entre os valores medidos e os valores estimados das vibrações livres vertical e torsional (Eqs. 3.8), respectivamente, podem ser definidas como:

$$\{e_h\}^T = \{e_{h1}, e_{h2}, \dots, e_{hM}\} \quad \text{e} \quad \{e_\theta\}^T = \{e_{\theta 1}, e_{\theta 2}, \dots, e_{\theta M}\} \quad (3.9)$$

onde:

$$e_{hm} = h_m - \hat{h}_m \quad \text{e} \quad e_{\theta m} = \theta_m - \hat{\theta}_m \quad (3.10)$$

Fig. 3.2 – Fluxograma do modelo de identificação de sistemas *EQUAL*.

Estabelece-se uma única função de erro total para minimização por mínimos quadrados não-linear para os movimentos vertical e torsional, com a seguinte forma:

$$\text{Erro}EQUAL = \{e_h\}^T \{e_h\} + \{e_\theta\}^T \{e_\theta\} \quad (3.11)$$

O modelo *EQUAL* soluciona os parâmetros modais extraíndo-os via minimização da Eq. 3.11, usando as histórias no tempo de h e θ simultaneamente.

As rotinas envolvidas no processo são: *FlutterIntRDLSQEqual.m* (rotina mestre que contém as demais rotinas citadas adiante e também o processo de integração numérica e identificação de sistemas via mínimos quadrados não-linear), *ReadFLUTTER.m* (lê e estrutura os dados medidos), *Spectrum.m* (constrói o espectro), *BandPass.m* (filtro passa banda), *RandomDecrement.m* (aplica a técnica do random decrement) e *LSQEqual.m* (representa as características do sistema segundo o modelo *EQUAL*) (Fig. 3.2).

Um outro fator extremamente relevante para o bom funcionamento do método de identificação, além dos já mencionados ao longo deste trabalho, é a estimação dos valores iniciais dos parâmetros que serão identificados, que servem como uma primeira estimativa para o início do processo iterativo. Neste trabalho, esta estimação é realizada através da calibração dos modelos seccionais via ensaios de vibração livre e pelo método dos mínimos quadrados não-linear.

3.3 Sintonização dos modelos de identificação de sistemas

A sintonização dos modelos de identificação de sistemas foi realizada com registros locais (LAC) de um modelo seccional dinâmico de tabuleiro de ponte ensaiado em túnel de vento (TV *Prof. Joaquim Blessmann*). A largura da seção transversal do tabuleiro é de 17,3m, enquanto que sua maior altura, correspondente às longarinas, é de 1,2m, sendo estes valores de protótipo. Este modelo experimental apresenta dois graus de liberdade, um vertical e um torsional, e foi construído numa escala geométrica de 1:50. O modelo seccional reduzido tem um comprimento de 1207mm correspondendo a um trecho de 60,35m de comprimento no protótipo. Na Fig. 3.3 é ilustrada a seção do tabuleiro do protótipo. As propriedades dinâmicas do protótipo e do modelo seccional dinâmico são apresentadas na Tab. 3.3. O grupo de registros escolhido para sintonização foi o denominado D055S, que corresponde aos

experimentos realizados num ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, sob escoamento suave, numa gama de velocidades de 40 a 75m/s (valores de protótipo), com as seguintes propriedades dinâmicas do modelo: frequência vertical $f_h = 6,2\text{Hz}$, razão de amortecimento mecânico vertical $\zeta_h = 0,45\%$, frequência torsional $f_\theta = 11,65\text{Hz}$, razão de amortecimento mecânico torsional $\zeta_\theta = 0,48\%$ e escala de velocidades $\lambda_v = 0,293$, valores determinados via calibração segundo critérios de similaridade exigidos para preservar as características do protótipo, e que serão utilizados como valores iniciais dos parâmetros a serem identificados.

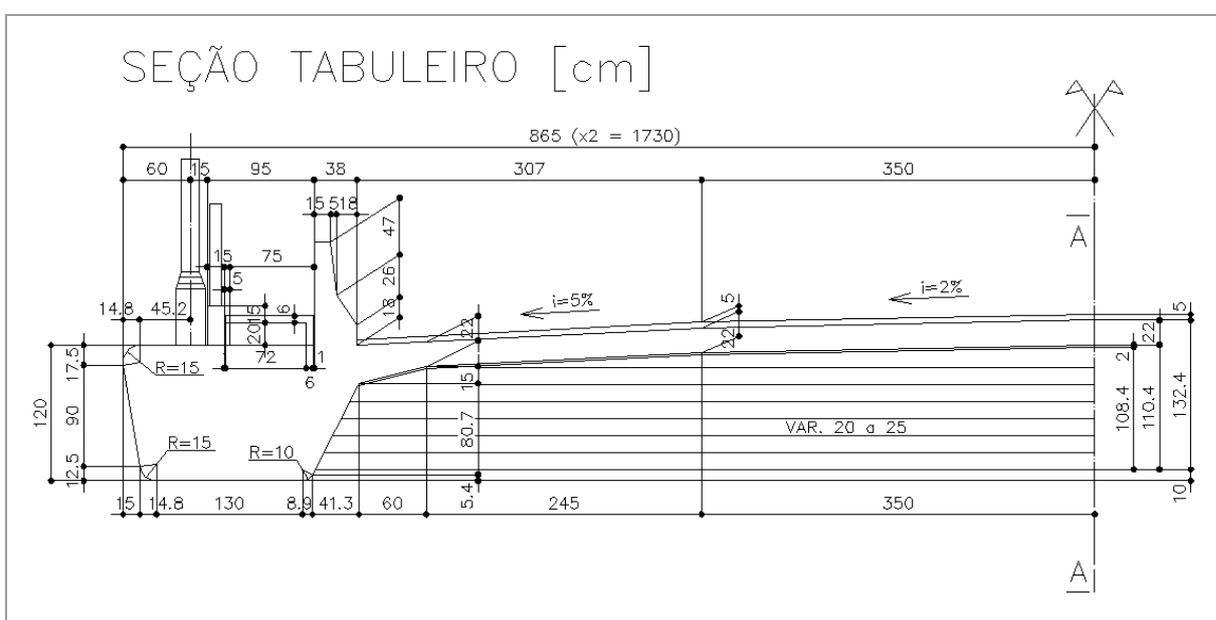


Fig. 3.3 – Seção transversal do tabuleiro do protótipo da ponte utilizada para sintonização dos modelos de identificação.

Tab. 3.3 - Propriedades dinâmicas do protótipo e do modelo seccional dinâmico utilizadas para sintonização dos modelos de identificação.

	Protótipo	Modelo
f_h (frequência de sustentação)	0,424 Hz	<i>Variável</i>
f_θ (frequência de torção)	0,792 Hz	<i>Variável</i>
f_θ / f_h	1,87	1,86 a 1,88
ζ_h (razão de amortecimento de sustentação)	0,48 %	$\approx 0,48\%$
ζ_θ (razão de amortecimento de torção)	0,48 %	$\approx 0,48\%$
m (massa por unidade de comprimento)	26500 kg/m	10,6 kg/m
I_m (momento de inércia de massa por unidade de comprimento)	992500 kg m ² /m	0,159 kg m ² /m

Em posse destas informações, os registros – com valores referentes ao modelo - foram processados para ambos os modelos de identificação, *COUPLE* e *EQUAL*, e os resultados obtidos – com valores referentes ao protótipo - foram comparados com os resultados desta mesma ponte oriundos de análises anteriores que se encontram registradas no correspondente relatório interno do LAC. Comparações também foram realizadas com resultados encontrados na literatura para sistemas vento-pontes semelhantes ao desta sintonização. As comparações serviram de baliza, permitindo que estes modelos de identificação fossem ajustados. O modelo denominado *COUPLE*, como já mencionado anteriormente, fornece dezesseis parâmetros relevantes ao sistema. Já o modelo *EQUAL*, fornece doze parâmetros. Porém, os que mais interessam são as frequências e os amortecimentos do sistema dos modos de vibração, vertical e torsional, sendo que o amortecimento constitui um parâmetro fundamental para determinação da estabilidade da estrutura, pois quando este zera ou se torna negativo, significa que a estrutura tornou-se instável e atingiu ou ultrapassou a velocidade crítica, em outras palavras, a velocidade crítica pode ser definida como aquela em que o amortecimento aerodinâmico se torna negativo e de tal magnitude que cancela o amortecimento mecânico. A razão de amortecimento do sistema (ζ), que neste trabalho é determinada através da técnica de identificação, pode ser representado pela soma da parcela referente à razão de amortecimento mecânico da estrutura (ζ_{mec}) com a parcela referente à razão de amortecimento aerodinâmico (ζ_{aero}):

$$\zeta = \zeta_{mec} + \zeta_{aero} \quad (3.12)$$

então, na linguagem matemática, a condição de instabilidade se dá quando numa determinada velocidade de vento:

$$\zeta \leq 0 \quad (3.13)$$

Outro critério de instabilidade, associado aos parâmetros modais do sistema, é o dos derivativos aerodinâmicos, que de maneira geral representam a alteração que o vento provoca nas matrizes de amortecimento e rigidez da estrutura. Aqui, eles serão *estimados* utilizando as frequências e os amortecimentos do sistema vento-ponte determinados via modelos de identificação segundo as definições de *Scanlan* com fins comparativos à literatura, onde os derivativos aerodinâmicos são amplamente divulgados. E os coeficientes de *Scanlan*

considerados essenciais são o A_2^* , o A_3^* e o H_1^* (ver item 2.1.2). E na análise de instabilidade por drapejamento de 1 GDL, o derivativo aerodinâmico A_2^* é de particular interesse na determinação da velocidade crítica do tabuleiro:

$$A_2^* \left(\frac{V}{fB} \right) = \frac{2.I}{\rho.B^4.\omega} (\lambda + \zeta_\theta.\omega_\theta) \quad (3.14)$$

onde, $\lambda = -\zeta.\omega$ (definido também no item 2.1.2), ζ é a razão de amortecimento do sistema, ω é a frequência circular de vibração do sistema, ζ_θ é a razão de amortecimento mecânico da estrutura correspondente ao modo de torção, ω_θ é a frequência circular natural da estrutura correspondente ao modo de torção, I é o momento de inércia de massa por unidade de comprimento, ρ é a massa específica do ar e B é a largura do tabuleiro.

Procura-se o valor de $\frac{V}{fB}$ para o qual λ se torne positivo, logo:

$$A_2^* \left(\frac{V}{fB} \right) \geq \frac{2.I}{\rho.B^4}.\zeta_\theta \quad (3.15)$$

As condições de instabilidade dos demais derivativos são estabelecidas analogamente ao A_2^* .

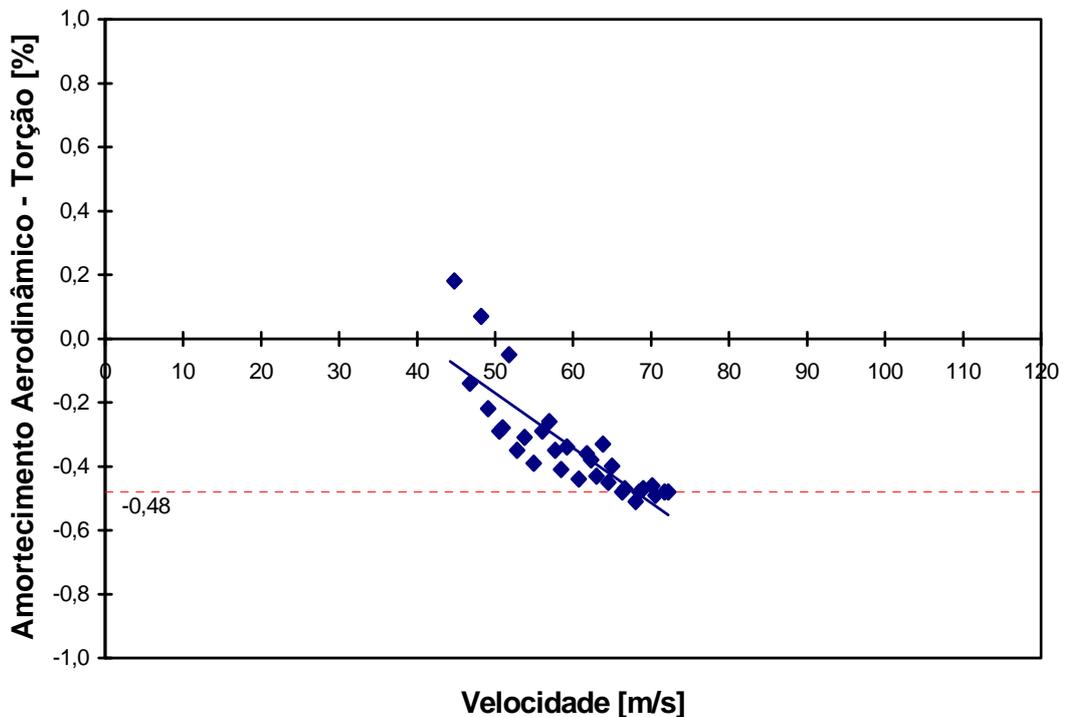


Fig. 3.4 – Modelo *COUPLE*. Valores do amortecimento aerodinâmico em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).

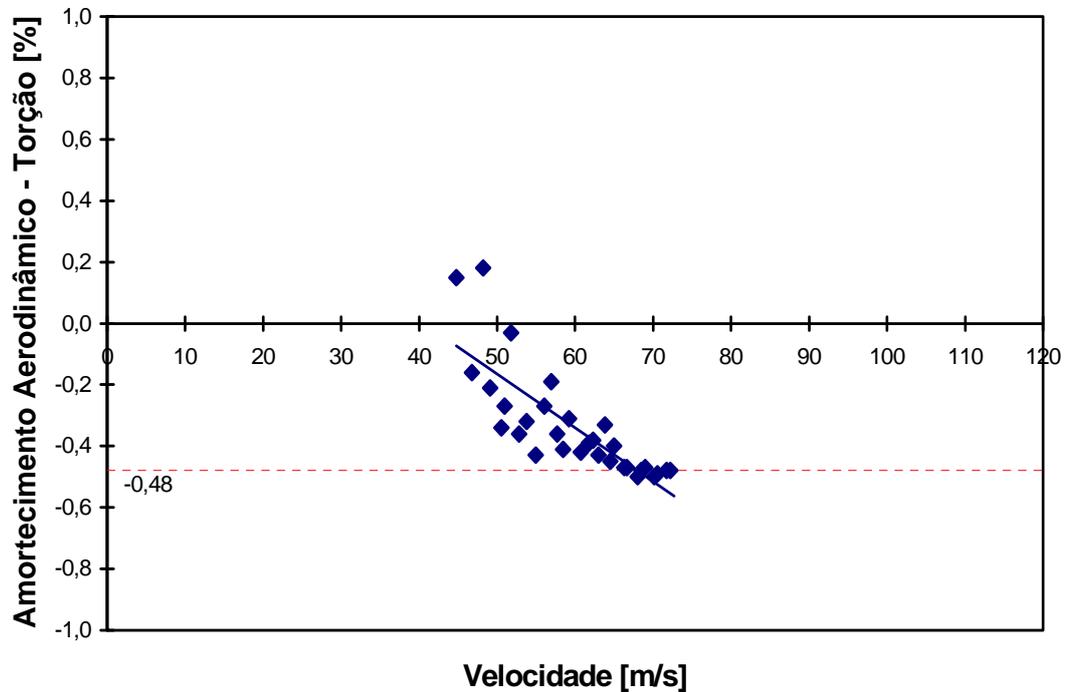


Fig. 3.5 – Modelo *EQUAL*. Valores do amortecimento aerodinâmico em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).

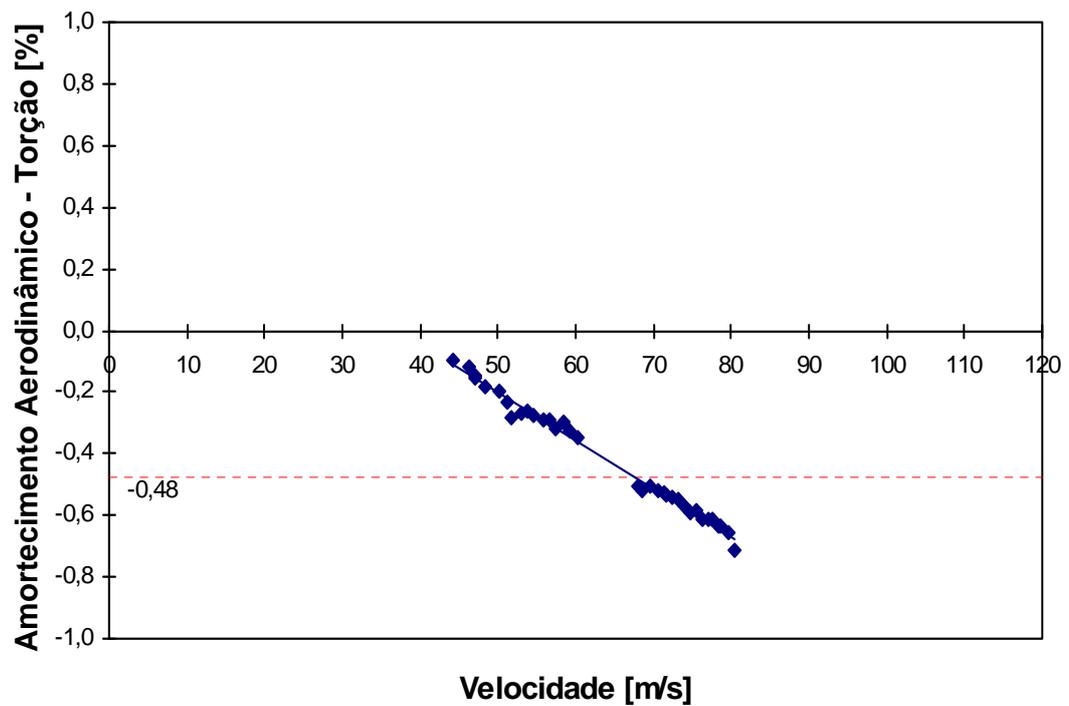


Fig. 3.6 – *LAC*. Valores do amortecimento aerodinâmico em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055L).

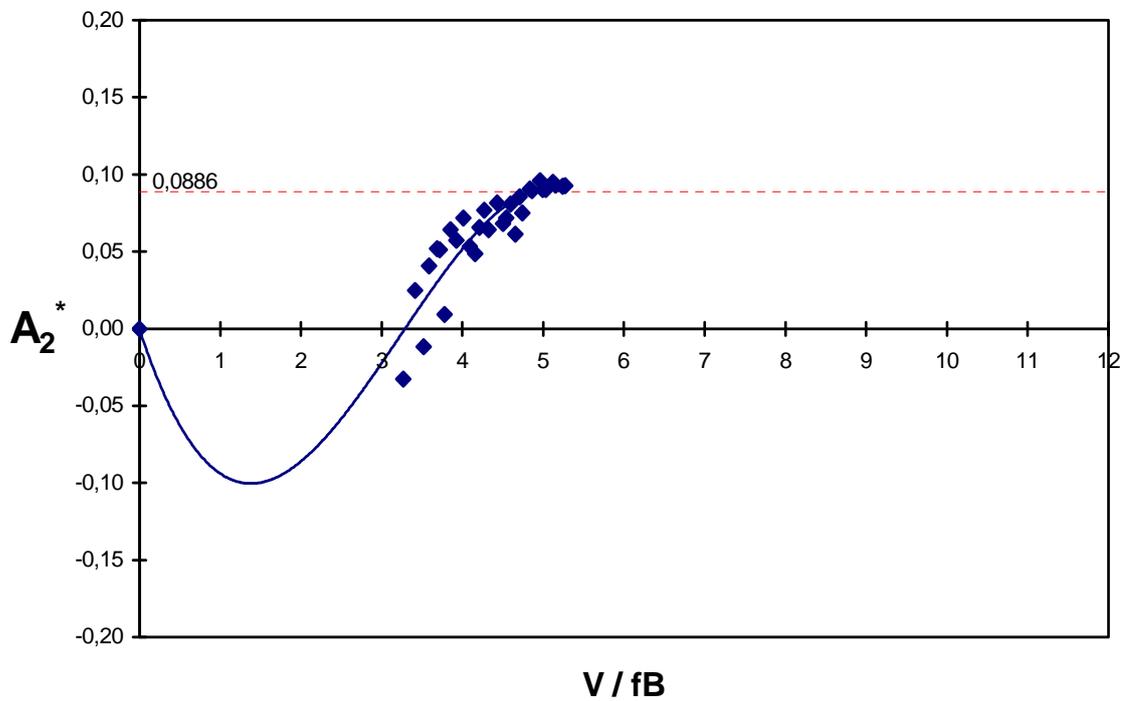


Fig. 3.7 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).

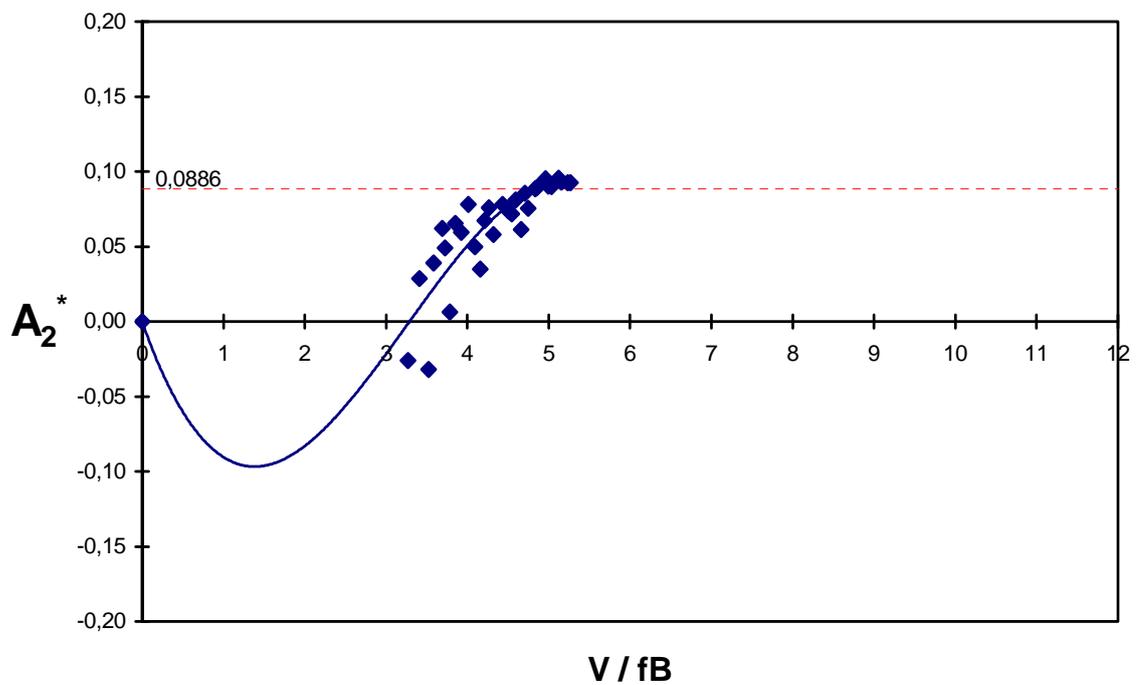


Fig. 3.8 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).

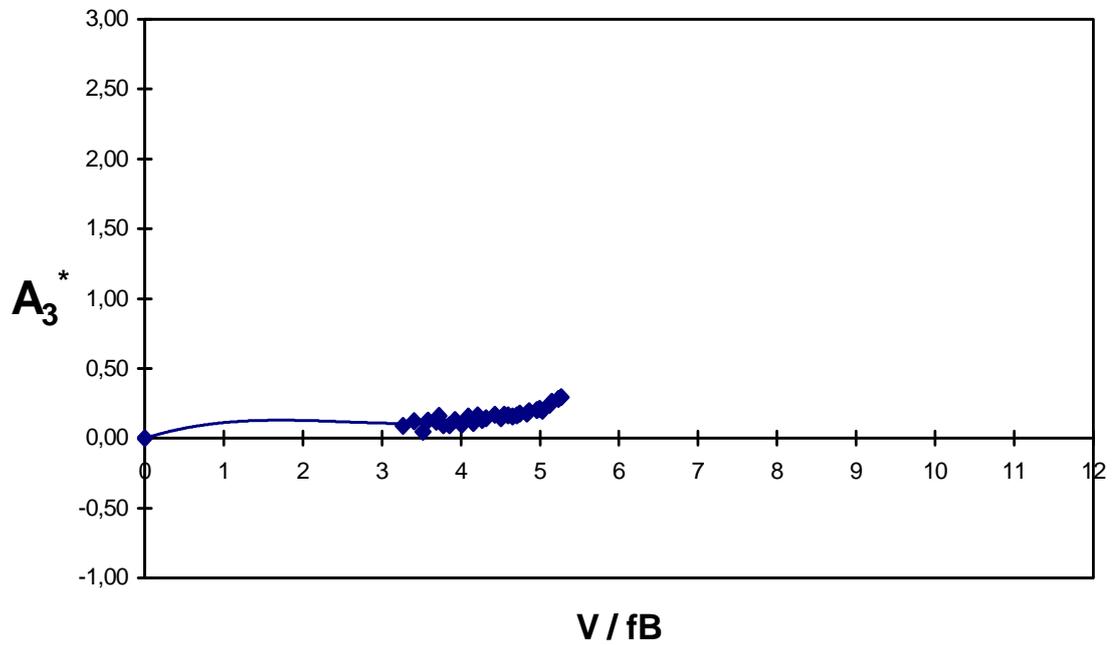


Fig. 3.9 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).

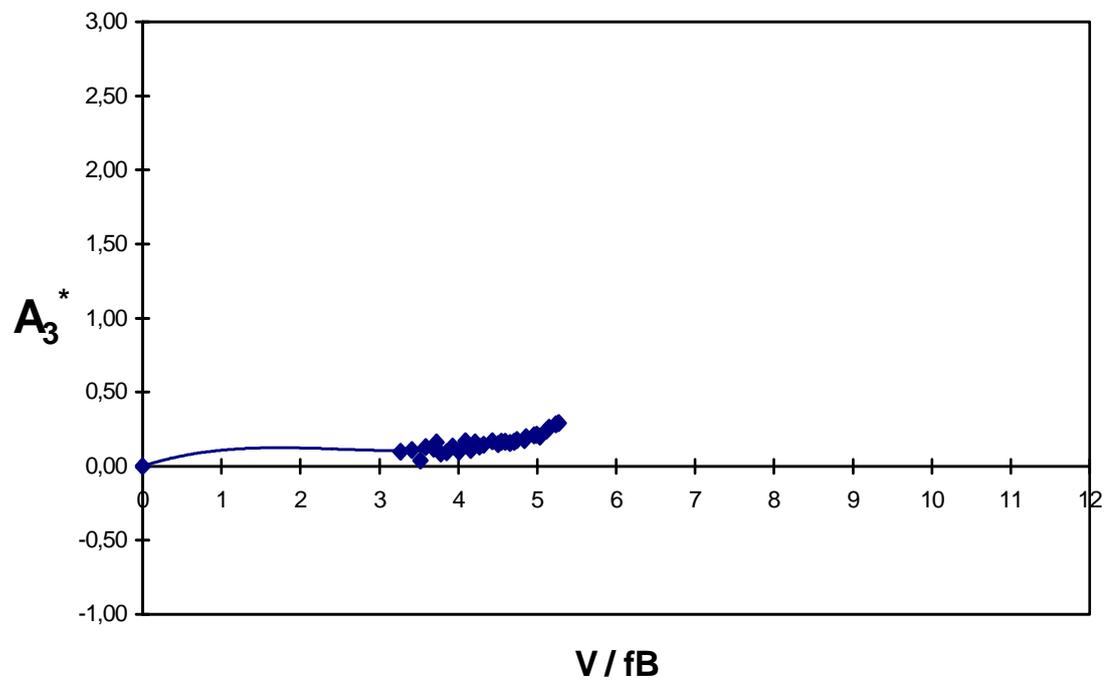


Fig. 3.10 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).

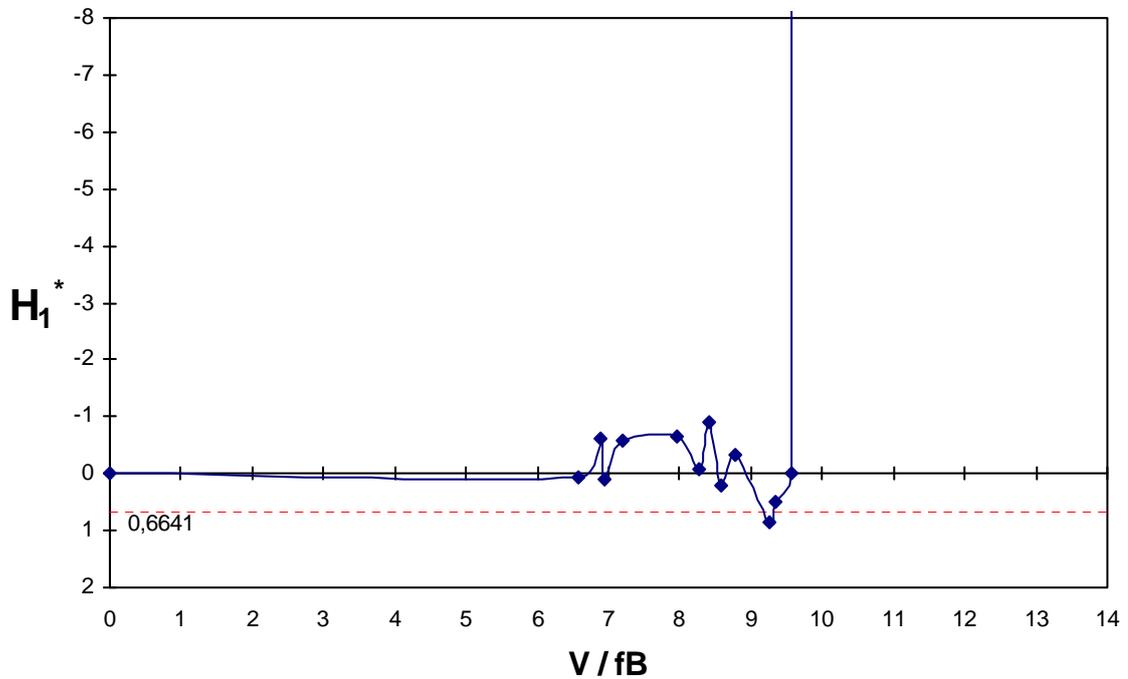


Fig. 3.11 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).

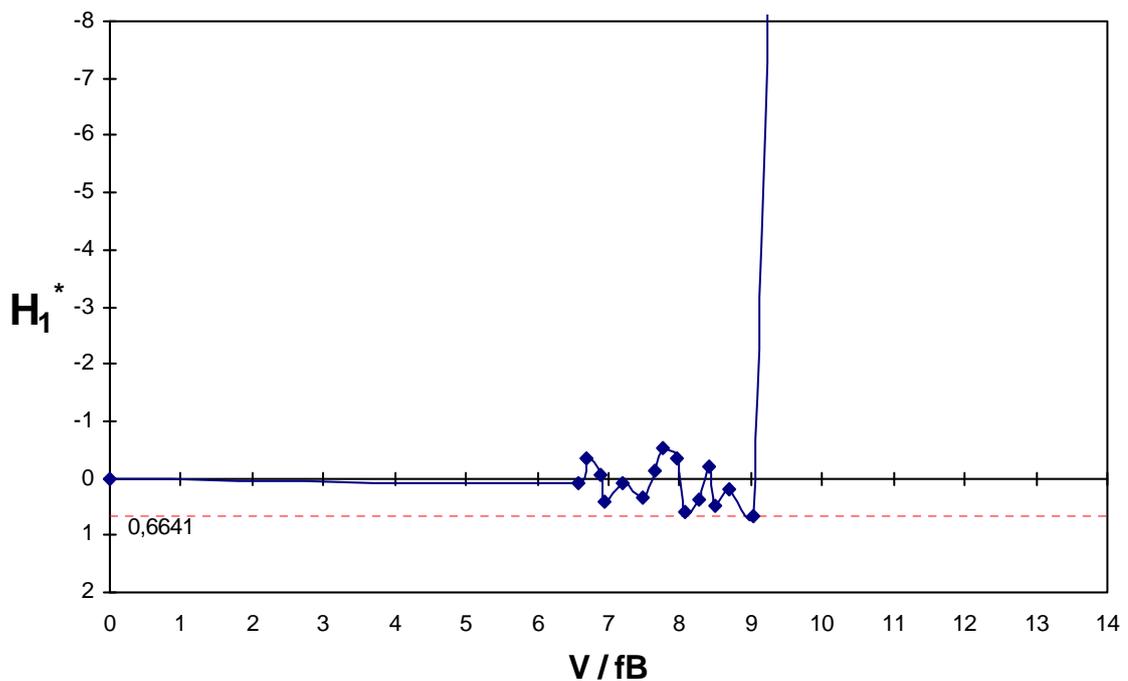


Fig. 3.12 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: D055S).

Comentários:

1. no protótipo, o produto $fB = 0,792 \cdot 17,3 = 13,7$ na torção e $fB = 0,424 \cdot 17,3 = 7,3$ na sustentação;
2. a velocidade crítica será aquela em que:

Tab. 3.4 – Velocidade crítica segundo A_2^* .

Modelo <i>COUPLE</i> (Fig. 3.7)			
$\zeta_\theta = 0,48\%$	$A_2^* \left(\frac{V}{fB} \right) \geq 0,0886$	$\left(\frac{V}{fB} \right) \geq 4,9$	$V_{CR} \geq 13,7 \times 4,9 = 67 \text{ m/s}$
Modelo <i>EQUAL</i> (Fig. 3.8)			
$\zeta_\theta = 0,48\%$	$A_2^* \left(\frac{V}{fB} \right) \geq 0,0886$	$\left(\frac{V}{fB} \right) \geq 4,9$	$V_{CR} \geq 13,7 \times 4,9 = 67 \text{ m/s}$

Tab. 3.5 – Velocidade crítica segundo H_1^* .

Modelo <i>COUPLE</i> (Fig. 3.11)			
$\zeta_h = 0,45\%$	$H_1^* \left(\frac{V}{fB} \right) \geq 0,6641$	$\left(\frac{V}{fB} \right) \geq 9,2$	$V_{CR} \geq 7,3 \times 9,2 = 67 \text{ m/s}$
Modelo <i>EQUAL</i> (Fig. 3.12)			
$\zeta_h = 0,45\%$	$H_1^* \left(\frac{V}{fB} \right) \geq 0,6641$	$\left(\frac{V}{fB} \right) \geq 9$	$V_{CR} \geq 7,3 \times 9 = 65 \text{ m/s}$

3. conforme a Fig. 3.4, o Modelo *COUPLE*, segundo o critério de amortecimento, estabelece uma $V_{CR} = 68 \text{ m/s}$, idem para o Modelo *EQUAL* (Fig. 3.5);

4. no relatório interno do *LAC*, consta uma $V_{CR} = 72 \text{ m/s}$ de acordo com o critério de deslocamento limite (reportar-se ao item 5.1.1), e uma $V_{CR} = 67 \text{ m/s}$ de acordo com o critério de amortecimento (Fig. 3.6);

5. tanto o Modelo *COUPLE*, quanto o Modelo *EQUAL*, fornecem valores semelhantes de V_{CR} segundo diferentes critérios de determinação da velocidade crítica.

Comparando, os resultados obtidos com estes dois modelos de identificação, com os resultados do *LAC*, observa-se uma boa concordância entre eles;

6. as formas das curvas dos derivativos aerodinâmicos obtidos pelos dois modelos de identificação propostos em relação ao estabelecido por Scanlan (reportar-se a Fig. 2.2), neste caso, comparando-as com as formas das curvas da seção #4 de Scanlan (semelhante a geometria da seção aqui avaliada), apresentam boa concordância, exceto o derivativo H_1^* . Contudo, deve-se salientar, que Scanlan não especifica para qual ângulo de incidência e tipo de escoamento do vento seus resultados estão associados, itens que influenciam nestes tipos de resultados.

No Anexo I são mostrados alguns dados obtidos do processamento dos registros utilizados na sintonização dos modelos de identificação de sistemas como: acelerações, espectros, deslocamentos e o ajuste das curvas de decaimento por mínimos-quadrados não linear.

No Anexo III são fornecidas algumas informações referentes ao grupo de registros escolhido para sintonização, D055S, e ao processamento deste mesmo grupo de registros via modelos de identificação de sistemas.

4 TÉCNICA EXPERIMENTAL

4.1 Testes aerodinâmicos em túnel de vento

A análise da estabilidade de pontes suspensas e estaiadas de vãos longos sob ação de forças induzidas pelo vento constitui-se em uma das mais importantes verificações de projeto. As forças induzidas pelo vento em estruturas dependem, principalmente, das características do escoamento do vento, da geometria e das propriedades estruturais destas pontes.

Segundo Wardlaw (1994), o projeto de pontes estaiadas, devido às características estruturais de seus tabuleiros, bem como aos aspectos dinâmicos das ações aerodinâmicas às quais estão submetidas, implicam na necessidade de análises especiais de estabilidade aerodinâmica em altas velocidades (drapejamento) e estabilidade aerodinâmica em baixas velocidades (desprendimento de vórtices). A determinação da velocidade crítica de instabilização por drapejamento é um procedimento indispensável no projeto de pontes suspensas e estaiadas. Nesta fase, concentram-se esforços para que a velocidade crítica, observada nos testes, situe-se acima das velocidades máximas esperadas para o local de construção da ponte. Os efeitos de instabilização por drapejamento trazem conseqüências catastróficas à estrutura, que responde com amplitudes de deslocamentos divergentes. As oscilações induzidas pelo desprendimento de vórtices podem causar fadiga na estrutura ou ainda produzir oscilações consideradas inaceitáveis (critérios de conforto). Entretanto, os movimentos associados ao fenômeno de desprendimento de vórtices conduzem a uma resposta com amplitudes limitadas (Ito e Nakamura, 1982). Na Fig. 4.1, é esboçada as formas

de reposta das estruturas de corpos rombudos ao vento e suas correspondentes velocidades de ocorrência.

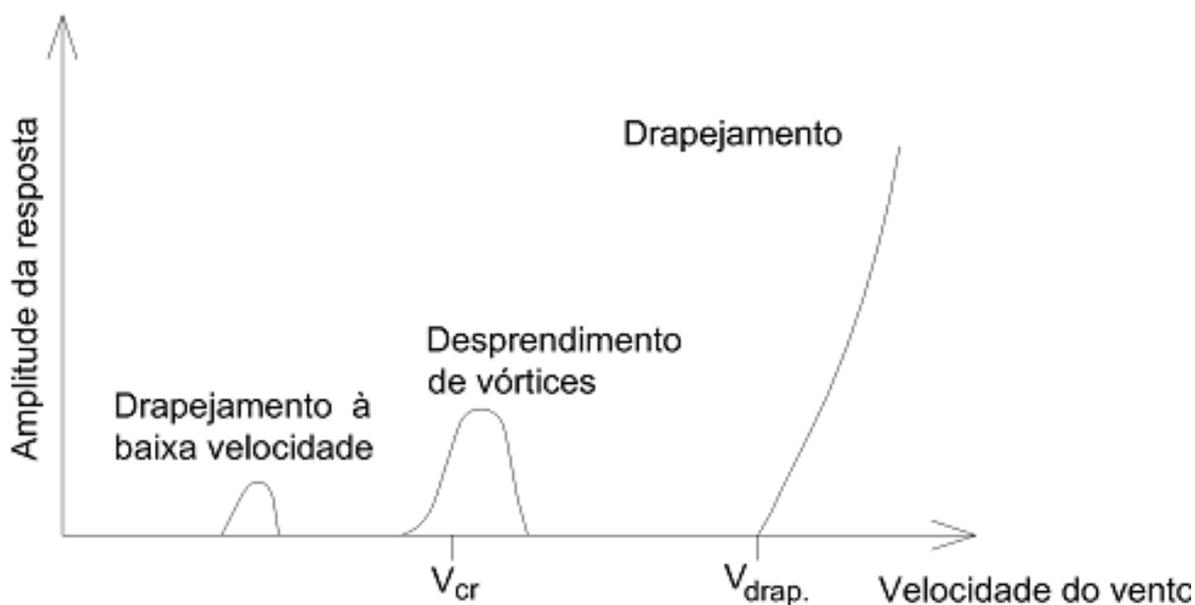


Fig. 4.1 – Resposta típica de corpos rombudos em escoamentos suave (Ito e Nakamura, 1982).

Sempre que as verificações acima descritas não forem satisfatórias para a configuração original de projeto, modificações na forma da seção transversal dos tabuleiros, ou a utilização de sistemas auxiliares de amortecimento, fazem parte das alternativas que se utilizam para adequar o projeto.

Em suma, na grande maioria dos casos encontrados na engenharia, é muito difícil descrever analiticamente os fenômenos devidos ao carregamento de vento por causa da natureza complexa destes fenômenos. Então, experimentos em túnel de vento ainda são ferramentas indispensáveis de análise, principalmente na avaliação da estabilidade aerodinâmica de pontes, cujas seções transversais apresentam grande variedade e complexidade.

4.1.1 Semelhança

Para se obter a correspondência entre o comportamento do modelo e do protótipo, no estudo sobre modelos, é preciso que sejam satisfeitas certas condições de semelhança e também determinar quais destas condições devem ser satisfeitas para que o escoamento em

torno dos corpos geometricamente semelhantes seja também semelhante. As condições de semelhança são descritas a seguir (Blessmann, 1990):

a. *Semelhança geométrica*: formas semelhantes, colocadas do mesmo modo em relação ao escoamento, semelhança de detalhes e de rugosidade;

b. *Semelhança cinemática dos dois escoamentos*: distribuição de velocidades e turbilhonamento análogos (mesma “estrutura” do vento), a relação entre as velocidades será constante para todos os pares de pontos correspondentes nos dois escoamentos;

c. *Semelhança dinâmica*: as forças sobre dois pontos correspondentes quaisquer dos dois escoamentos guardam uma relação constante como, por exemplo, o número de Reynolds. Entretanto, a igualdade do número de Reynolds pode ser relaxada em estruturas que apresentam cantos vivos.

Outros parâmetros também são requeridos no que concerne a semelhança estrutural, sendo esta obtida via igualdade dos seguintes parâmetros adimensionais entre o modelo e o protótipo:

a. *Elasticidade*: é a razão entre a força elástica da estrutura e a força de inércia do ar: $\frac{E}{\rho.V^2}$, onde E é o módulo de deformação longitudinal do material;

b. *Inércia*: é a razão entre a força de inércia da estrutura e do ar: $\frac{\rho_e}{\rho}$, onde ρ_e é a massa específica da estrutura;

c. *Gravitacional (número de Froude)*: é a razão entre a força de inércia do ar e as forças gravitacionais: $\frac{V^2}{g.D}$;

d. *Viscosidade (número de Reynolds)*: é a razão entre as forças de inércia e as forças viscosas devidas ao ar: $\frac{V.D}{\nu}$, onde ν é a viscosidade cinemática do ar;

e. *Amortecimento estrutural*: é a razão entre a energia dissipada por ciclo e a energia total da oscilação: ζ .

Salienta-se que é impossível satisfazer simultaneamente a todas estas exigências.

4.1.2 Modelos reduzidos de pontes

Modelos de pontes em túnel de vento – particularmente o modelo representativo da seção do tabuleiro – foram introduzidos no ano de 1940 por Farquharson (Farquharson et al, 1949–54), Kármán e Dunn (Farquharson et al, 1949-54), Scruton (1952) e outros. Modelos seccionais foram explorados extensivamente por Steinman (1943–50, 1954), Selberg (1961), Klöppel (Klöppel e Weber, 1963), e por Walshe (1963). Mais tarde, os modelos ganharam uma variedade de formas parciais e completas de pontes.

Modelos seccionais de seções de tabuleiros de pontes têm classicamente sido utilizados para adquirir coeficientes estáticos de arrasto, sustentação e torção dos protótipos (Farquharson et al, 1949-54). Por outro lado, os mesmos modelos permitiram excitar os próprios graus de liberdade (vertical e torsional), podendo esclarecer acerca de forças de “*drapejamento*”. Tais forças, dependentes dos fenômenos associados às características do escoamento em torno do corpo, não podem ser deduzidas das condições estáticas, embora se tornem assintóticas as últimas na frequência zero (Scanlan, 1995). Metodologias de teste, para medir tais forças, não foram utilizadas para pontes até a meados de 1960, pois isto requer, para sua utilização, várias técnicas sofisticadas para realização do deslocamento nos modelos e de implementação de um sistema de identificação para interpretar os resultados das forças aerodinâmicas, o que explica parcialmente seu relativo atraso em tornar-se de uso comum.

A modelagem aeroelástica parcial, segundo King (2003), foi desenvolvida durante os estudos da ação do vento sobre a Ponte A. Murray MacKay. A inconsistência entre resposta e o modo de instabilidade observados durante os testes conduzidos com o uso de modelos seccionais, indicava a necessidade de ampliar o conhecimento e aprimorar a técnica experimental. Em particular, as características bidimensionais impostas pelo modelo seccional não são adequadas para estudar a resposta de modelos em escoamentos turbulentos, ou seja, com características tridimensionais. Por outro lado, uma modelagem completa da estrutura apresentava uma série de inconvenientes: seu elevado custo e complexidade na execução dos modelos.

No que concerne aos modelos completos de pontes, de acordo com King (2003), existem fortes indícios de que o primeiro modelo completo de uma ponte suspensa ensaiado em túnel de vento tenha sido o da famosa Ponte Tacoma Narrows, cujos ensaios foram conduzidos por Farquharson (Farquharson et al, 1949-54) com a finalidade de investigar as causas de seu colapso. A característica que torna essa técnica diferencial em relação às demais é a modelagem tridimensional da estrutura, que possibilita medir a resposta da estrutura em três componentes, fornecendo informações bastante úteis para os aerodinamicistas de pontes.

Em geral, três tipos de ensaios são utilizados em túneis de vento para obter informações sobre o comportamento aerodinâmico de pontes: ensaios de modelo seccional, de modelo aeroelástico parcial ou dos segmentos tensionados e de modelo aeroelástico completo. As exigências das condições de semelhança são diferentes de acordo com o modelo utilizado e com a natureza do ensaio. A escolha do tipo de ensaio deve ser feita de acordo com as informações que necessitam ser extraídas.

4.1.2.1 Modelo seccional

O *modelo seccional* consiste de uma porção rígida da seção transversal do tabuleiro, construída em escala e apoiada pelos extremos em molas que permitem o movimento vertical e o torsional, simulando os dois graus de liberdade correspondentes a estes movimentos, assim como, a massa e o momento de inércia de massa. Placas terminais de tamanho apropriado são presas ao modelo de modo que a condição de escoamento bidimensional seja assegurada em todo o seu comprimento. Modelos seccionais são relativamente baratos e podem ser construídos em escalas que variam de 1/50 a 1/25 de modo que as discrepâncias entre o número de Reynolds do protótipo e do modelo são menores que no caso do modelo completo. A Fig. 4.2 mostra o modelo seccional da ponte estaiada sobre o Rio Guamá no interior do túnel de vento *Prof. Joaquim Blessmann* – UFRGS (Rocha et al, 2001), e a Fig 4.3 mostra o modelo seccional da ponte estaiada Maysville no interior do túnel de vento RWDI's (Irwin, 1998).



Fig. 4.2 – Modelo seccional de escala 1:50 da Ponte Guamá (Rocha et al, 2001).

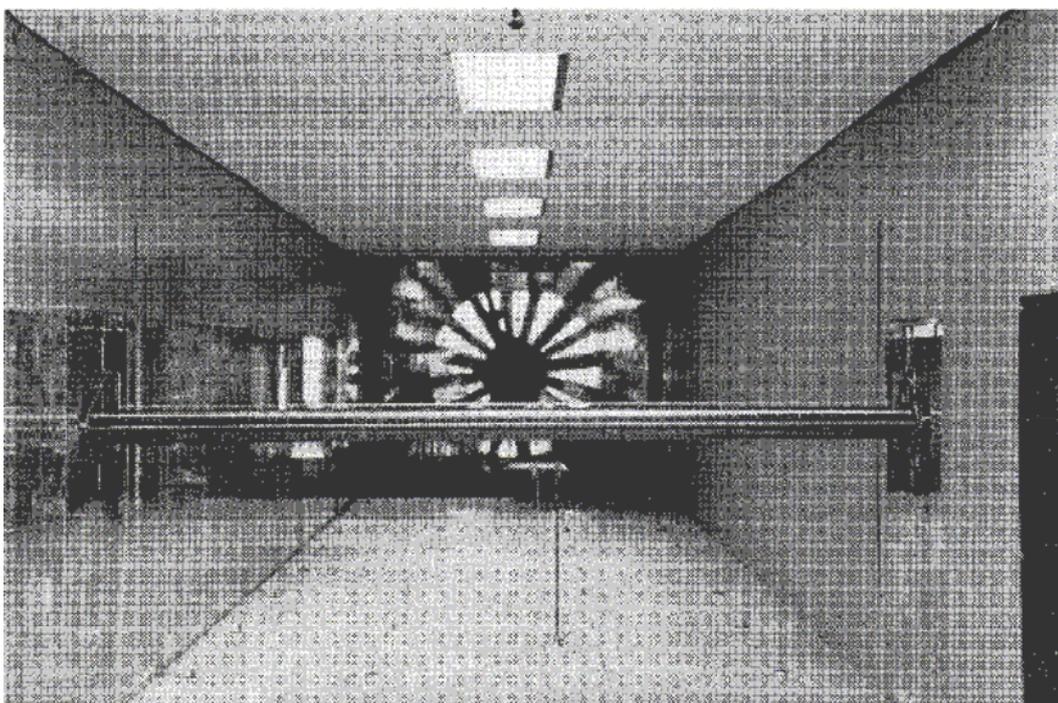


Fig. 4.3 – Modelo seccional de escala 1:40 da Ponte Maysville – versão em aço (Irwin, 1998).

A avaliação inicial da estabilidade aerodinâmica de uma determinada forma de tabuleiro pode ser feita de maneira rápida e eficaz através deste procedimento. Estes modelos possuem ainda a importante vantagem de permitir a determinação dos coeficientes

aerodinâmicos estáticos e dinâmicos (derivativos aerodinâmicos) do tabuleiro da ponte, através dos quais os estudos analíticos podem ser realizados. Os ensaios podem ser realizados sob escoamento suave ou turbulento, embora não seja possível reproduzir todas as propriedades do vento natural neste tipo de modelo. Outra falha inerente a este tipo de modelo é a sua impossibilidade de simular efeitos tridimensionais. Apesar das dificuldades apontadas, os experimentos em túnel de vento têm sido conduzidos, na sua maioria, com este tipo de modelo. Cabe salientar ainda que ensaios realizados com modelos seccionais de pontes têm indicado uma boa concordância com os resultados obtidos através de ensaios com modelo aeroelástico completo, estimando adequadamente o comportamento instável de pontes reais.

4.1.2.2 Modelo aeroelástico parcial

O *modelo aeroelástico parcial ou dos segmentos tensionados* consiste de segmentos da seção transversal do tabuleiro construído em escala, cujas distribuições de massa e de inércia cumprem as condições de semelhança, suspensos sobre um par de fios ou tubos tensionados que correm ao longo da altura do centro de corte da seção. O tabuleiro vibra então como cordas tensionadas principalmente nos modos fundamentais. Ajustando a tensão e o espaçamento entre arames obtém-se a relação correta entre as frequências dos modos fundamentais de flexão e torção. O modelo responde, então, a um escoamento de vento do túnel de maneira similar ao vão central de uma ponte. Este modelo possibilita a observação, em túnel de vento, de muitos efeitos da turbulência na excitação induzida por vórtices e no drapejamento. Na Fig. 4.4 (Larose, 1992) é mostrado o modelo aeroelástico parcial da Ponte Great Belt East e, na Fig. 4.5 (Irwin, 1998) é mostrado o modelo aeroelástico parcial da Ponte Golden Gate durante estudos de aprimoramento aerodinâmico (Irwin et al, 1998).

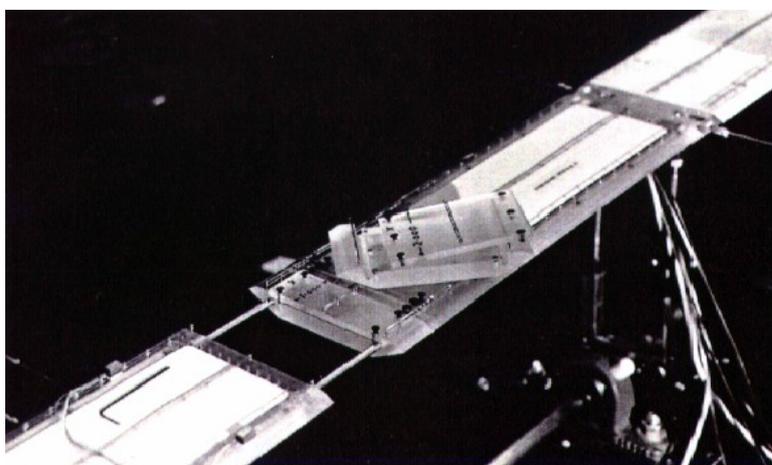


Fig. 4.4 – Modelo aeroelástico parcial de escala 1:300 da Ponte Great Belt East (Larose, 1992).

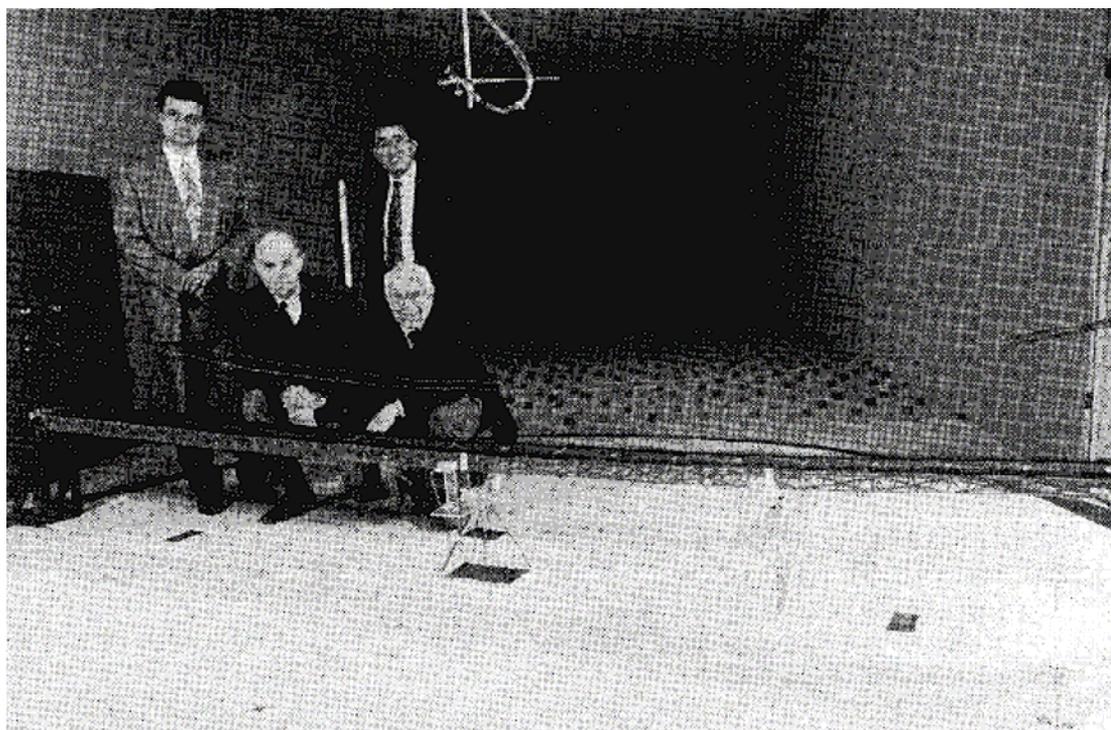


Fig. 4.5 – Modelo aeroelástico parcial de escala 1:150 da Ponte Golden Gate (Irwin, 1998).

4.1.2.3 Modelo aeroelástico completo

O *modelo completo de pontes* apresenta similaridade geométrica com a estrutura inteira da ponte real, e precisam satisfazer várias exigências de semelhança. Conseqüentemente, a construção de modelos completos é difícil e o seu custo relativamente alto. Com este tipo de modelo os efeitos tridimensionais das rajadas podem ser observados e os efeitos do vento nos vários estágios da construção da ponte podem ser estudados, pois muitas vezes, a estrutura em construção pode experimentar movimentos de maior amplitude em comparação aos da estrutura concluída, sendo muito sensível aos efeitos tridimensionais (Irwin, 1998).

As escalas usuais destes modelos estão na faixa de 1/100 a 1/500 e a escala da velocidade de vento em geral é da ordem $\sqrt{1/100}$ a $\sqrt{1/500}$. Contudo, limitações nas dimensões dos túneis de vento, no que diz respeito às dimensões das câmaras de ensaio, para a realização dos testes com modelos completos com grandes dimensões não parecem ser mais um empecilho. Grandes túneis de vento foram construídos especificamente para acomodar estes gigantescos modelos, como por exemplo, o túnel de vento construído no Japão para os testes do modelo aeroelástico completo da Ponte Akashi Kaikyo em uma escala geométrica de 1:100 (Fig. 4.6). A Fig. 4.7 mostra o modelo aeroelástico completo da Ponte Tataru (Japão) em uma escala geométrica de 1:200 construído para avaliar a influência da topografia.

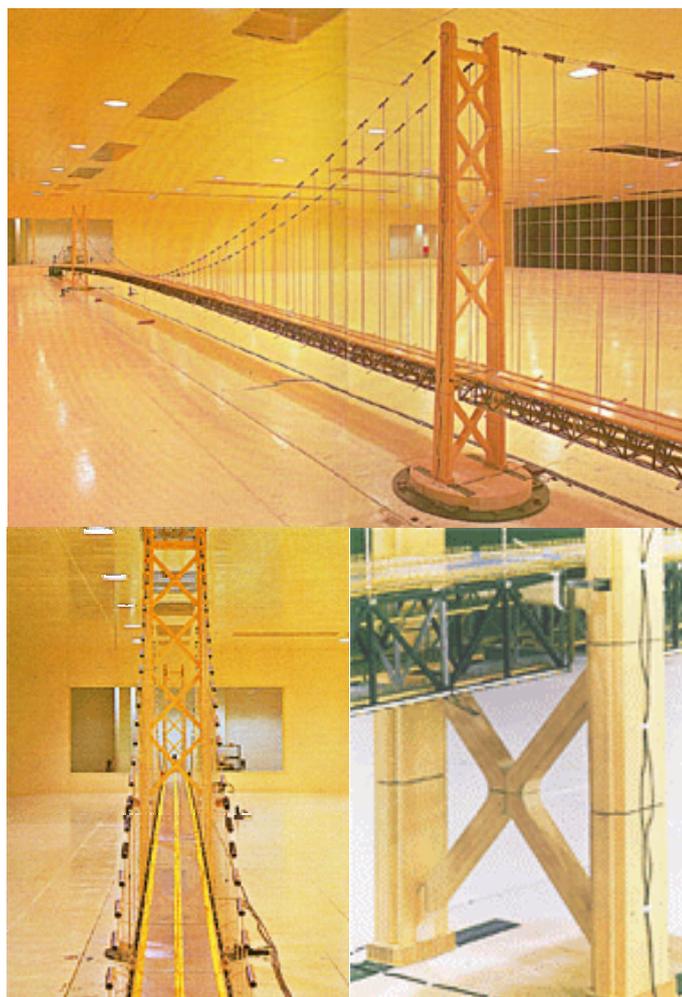


Fig. 4.6 – Modelo aeroelástico completo de escala 1:100 da Ponte Akashi Kaikyo - Japão.



Fig. 4.7 – Modelo aeroelástico completo de escala 1:200 da Ponte Tatara - Japão.

Os ensaios com modelos completos são importantes nos casos em que as características do vento natural variem ao longo do eixo da ponte, devidas a um acidente geográfico situado a barlavento, ou quando as propriedades aerodinâmicas do tabuleiro da ponte variem ao longo do seu eixo.

4.2 Túnel de vento e condições do escoamento

Os ensaios dos modelos foram realizados no túnel de vento de camada limite *Prof. Joaquim Blessmann* da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (Fig. 4.8). Trata-se de um túnel de vento de retorno fechado, cuja seção principal de trabalho tem dimensões 1,30m x 0,90m x 9,32m (largura x altura x comprimento), e uma velocidade máxima nesta seção de trabalho, para o túnel vazio, de 42m/s, provida por seu propulsor de 75 kW ($\approx 100\text{HP}$). A turbulência do escoamento simulado no túnel pode ser incrementada pela colocação de rugosidade no piso do túnel, e/ou através da introdução de grades ou dispositivos triangulares na entrada da seção do túnel. O controle da velocidade de escoamento é realizado através de um sistema de aletas radiais. O túnel de vento dispõe atualmente de três mesas giratórias para fixação de modelos, quer para ensaios estáticos como dinâmicos. Um esquema do túnel de vento é dado na Fig. 4.9.

Os ensaios dos modelos no túnel de vento foram conduzidos sob escoamento suave e turbulento. No caso do escoamento suave, a intensidade longitudinal da turbulência na mesa M-I, onde foram realizados os ensaios, é de aproximadamente 0,5%. No caso do escoamento turbulento, foi utilizada uma grelha plana de malha uniforme (G-1) para gerar a turbulência cujas dimensões estão indicadas na Fig. 4.10. A grelha foi colocada na Gaveta 2 da câmara de simuladores. As características do escoamento turbulento gerado pela grelha, no eixo do túnel na altura da mesa M-I, são as seguintes:

- a. Intensidade da componente longitudinal da turbulência: 10,5%;
- b. Escala da componente longitudinal da turbulência: 60mm.



Fig. 4.8 – Túnel de Vento Prof. Joaquim Blessmann.

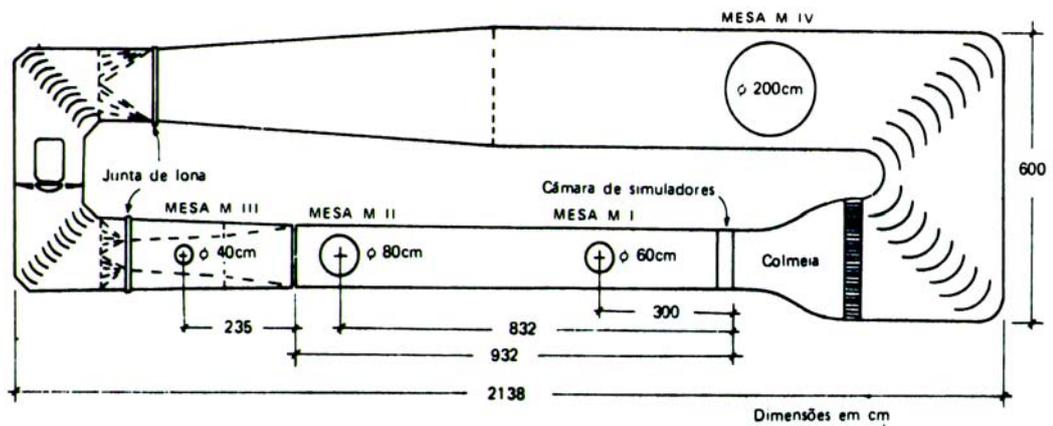


Fig. 4.9 – Configuração geral do túnel de vento Prof. Joaquim Blessmann da UFRGS (Blessmann, 1990).

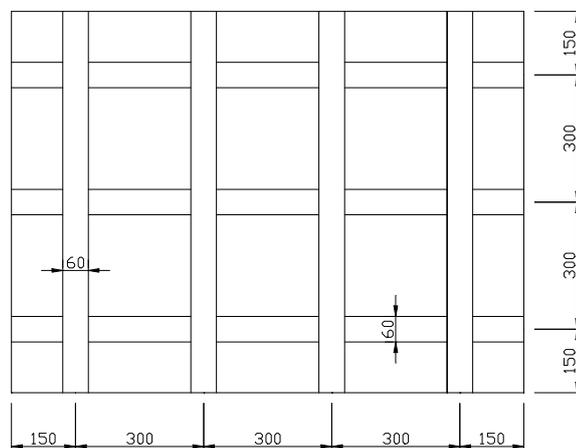


Fig. 4.10 – Dimensões em [mm] da grelha plana G-I.

Para a medição ou determinação da velocidade do vento no túnel, foram utilizados um micro-manômetro do tipo “Betz”, um termômetro e um barômetro. Estes equipamentos fornecem, respectivamente, a diferença de pressão estática Δp_a [mmH₂O] entre dois anéis piezométricos no interior do túnel, a temperatura do ar no interior do túnel e a pressão atmosférica. Uma vez conhecidos estes valores, a velocidade do vento, pode ser determinada através das seguintes expressões:

$$q(N/m^2) = k_o \cdot \Delta p_a \quad (4.1)$$

$$\rho \left(\frac{Ns^2}{m^4} \right) = 0,474 \cdot \frac{p_a}{T(K)} \quad T(K) = t(^{\circ}C) + 273,2 \quad (4.2)$$

$$V(m/s) = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}} \quad (4.3)$$

onde q é a pressão dinâmica de referência no topo do modelo e k_o é uma constante experimental do túnel determinada de modo a servir de referência no cálculo da velocidade; ρ é a massa específica do ar, p_a é a pressão atmosférica [mmHg], $T(K)$ e $t(^{\circ}C)$ são respectivamente as temperaturas em Kelvin e graus Celsius do ar.

4.3 Modelos de ensaio

A estrutura da ponte proposta para estudos da ação do vento, apresenta uma seção transversal do tabuleiro com largura de 17,3m, enquanto que sua maior altura, correspondente às longarinas, é de 1,2m, sendo estes valores de protótipo. Além da forma original da seção da ponte, foram estudadas outras sete formas de seção do tabuleiro para a ponte no intuito de verificar qual a influência destas alterações nas respostas dinâmicas devidas ao vento. As outras sete formas de seção foram obtidas através de modificações na forma original da ponte, seja por meio de uma drástica alteração na forma arquitetônica original, ou por uma simplificação desta forma original ou ainda pela incorporação de dispositivos aerodinâmicos em menor ou maior grau. Nas Figs. 4.11 a 4.18, são ilustradas a seção do tabuleiro do protótipo, e suas alterações propostas.

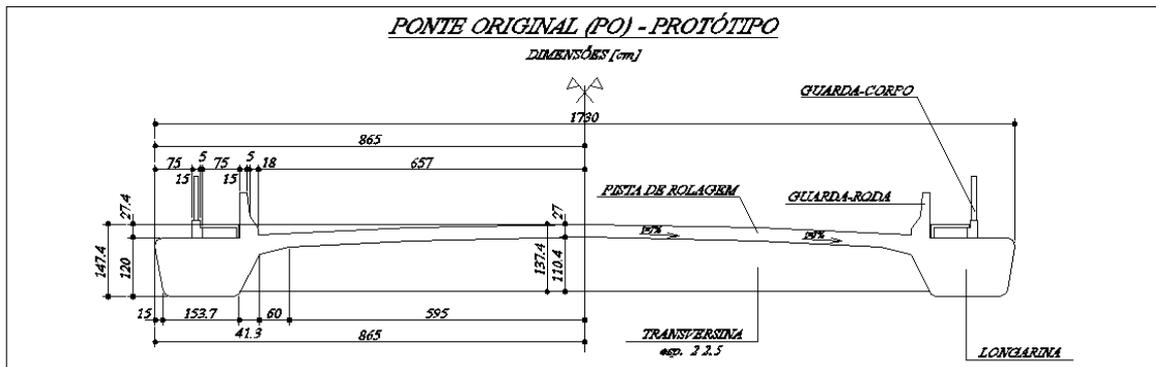


Fig. 4.11 – Seção transversal do tabuleiro do protótipo da ponte - PO.

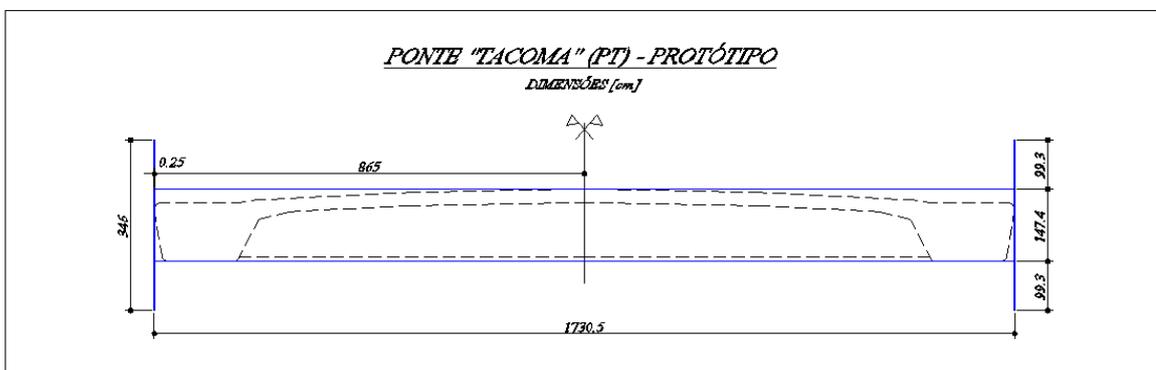


Fig. 4.12 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PT.

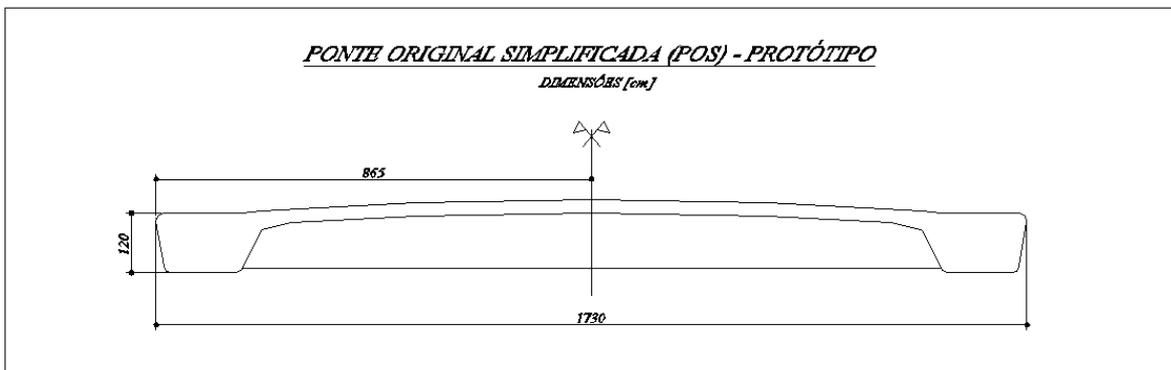


Fig. 4.13 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - POS.

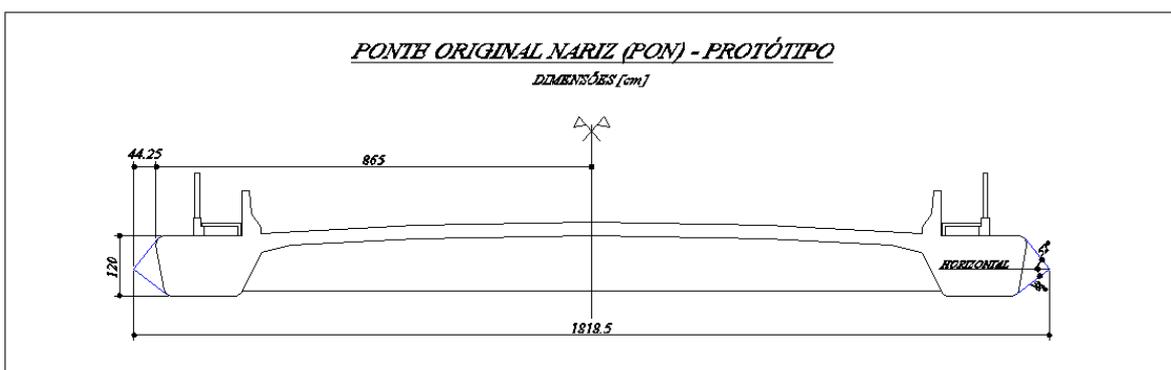


Fig. 4.14 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PON.

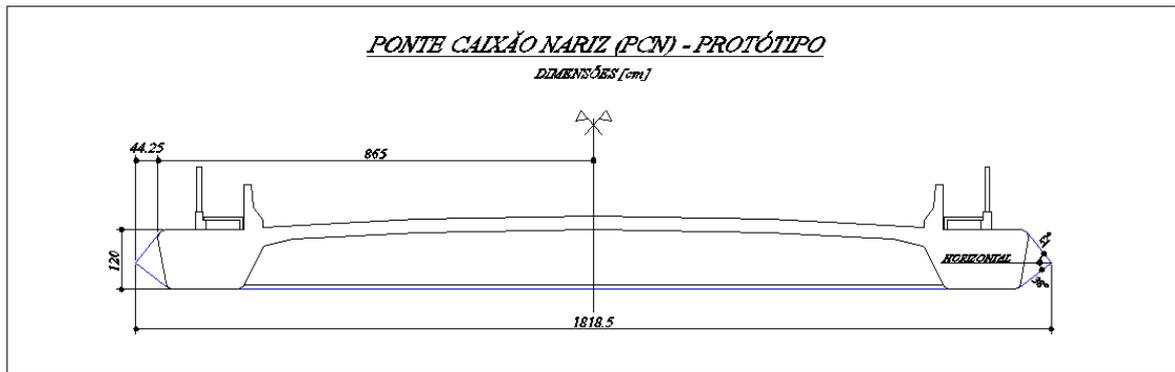


Fig. 4.15 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PCN.

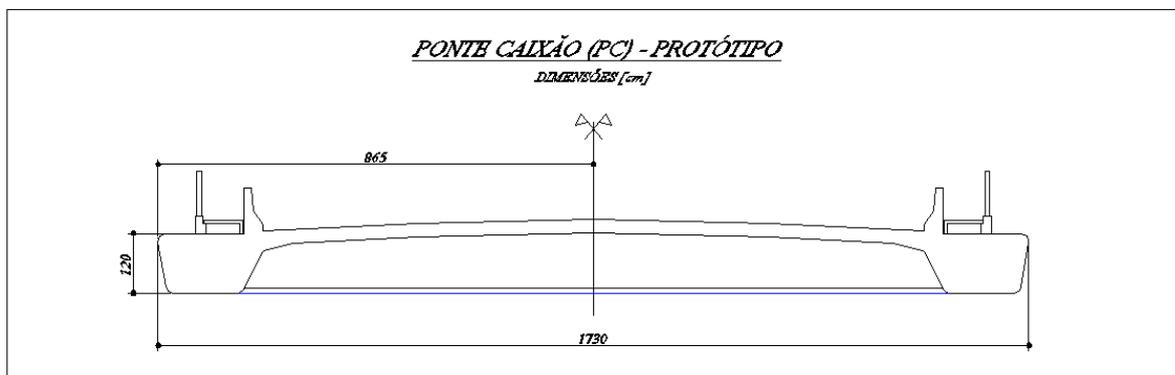


Fig. 4.16 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PC.

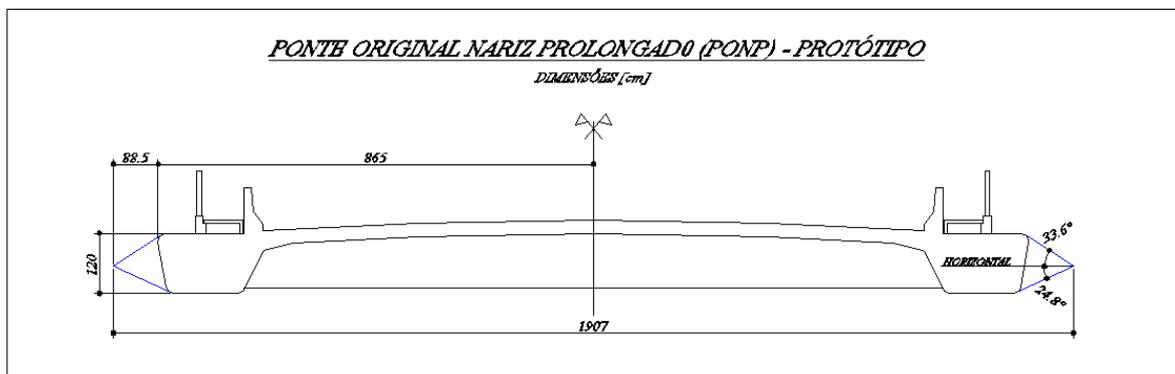


Fig. 4.17 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PONP.

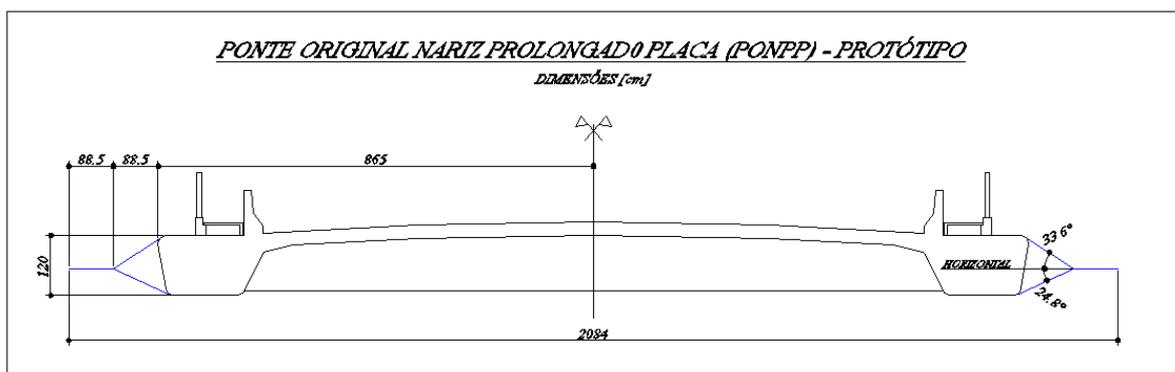


Fig. 4.18 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PONPP.

4.3.1 Modelagem aerodinâmica

Para a modelagem aerodinâmica da seção transversal do tabuleiro foi utilizado um modelo seccional reduzido numa escala geométrica 1:50, conforme apresentado na Tab. 4.1 e ilustrado nas Figs. 4.19 a 4.26. Este modelo foi confeccionado em alumínio e madeira, de forma a apresentar uma baixa relação massa/rigidez, evitando-se com isto qualquer influência da vibração própria do modelo como corpo elástico nos resultados experimentais.

O modelo seccional reduzido tem um comprimento de 1207mm correspondendo a um trecho de 60,35m de comprimento no protótipo. Foram simulados todos os detalhes significativos da seção da ponte, incluindo guarda-corpos e guarda-rodas, os quais foram construídos em madeira balsa, MDF, poliamida e alumínio.

Tab. 4.1 - Parâmetros de escala para o modelo seccional dinâmico.

Parâmetro	Condição de semelhança	Valor
Comprimento	$\lambda_L = L_m / L_p$	$2,00 \times 10^{-2}$
Massa específica	$\lambda_\rho = \rho_m / \rho_p$	1,00
Velocidade	$\lambda_V = V_m / V_p = \lambda_L f_m / f_p$	$2,92 \times 10^{-1}$
Massa por unidade de comprimento	$\lambda_m = \lambda_\rho \lambda_L^2$	$4,00 \times 10^{-4}$
Massa	$\lambda_M = \lambda_\rho \lambda_L^3$	$8,00 \times 10^{-6}$
Momento de Inércia de massa por unidade de comprimento	$\lambda_{Im} = \lambda_m \lambda_L^2$	$1,60 \times 10^{-7}$
Momento de Inércia de massa	$\lambda_{IM} = \lambda_M \lambda_L^2$	$3,20 \times 10^{-9}$
Tempo	$\lambda_T = \lambda_L / \lambda_V = f_p / f_m$	$6,83 \times 10^{-2}$
Frequência	$\lambda_F = 1 / \lambda_T = f_m / f_p$	$1,46 \times 10^{+1}$
Amortecimento	$\lambda_\zeta = \zeta_m / \zeta_p$	1,00

4.3.2 Modelagem dinâmica

Como o corpo do modelo tem uma baixa relação massa/rigidez (frequência fundamental suficientemente maior que as frequências de vibração a serem impostas ao mesmo como corpo rígido), obtém-se um maior controle sobre as características dinâmicas, o que é feito externamente ao túnel de vento por meio de apoios elásticos, de complementação de massas e de um dispositivo de dissipação de energia por amortecimento viscoso. As condições resultantes de similaridade estrutural são relacionadas nas Tabs. 4.1 a 4.3. Na Tab. 4.2 são indicados os modos de vibração do protótipo a serem modelados (primeiro vertical e

primeiro torsional). As molas e massas são fixadas a uma régua horizontal que por sua vez é conectada à extremidade do modelo através de um pino com rosca. Um conjunto de quatro molas é então posicionado de acordo com distâncias previamente calculadas, assim como, as massas adicionais que são ajustadas em relação ao centro de rotação do modelo para ajustar a correta inércia de massa. Nas Figs. 4.27 e 4.28 é mostrado o sistema de apoio dos modelos dinâmicos.



Fig. 4.19 – Modelo PO, seção original: vista geral do modelo no interior do túnel de vento.



Fig. 4.20 – Modelo PT, seção tipo H ou ‘Tacoma’: vista em detalhe do modelo no interior do túnel de vento.

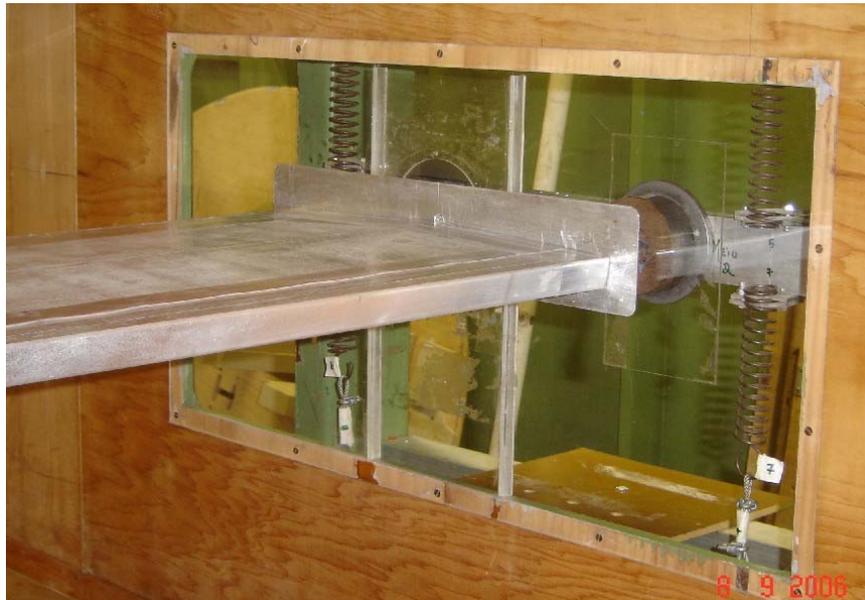


Fig. 4.21 – Modelo POS, seção original simplificada (sem guarda-corpo e guarda-roda): vista em detalhe do modelo no interior do túnel de vento.

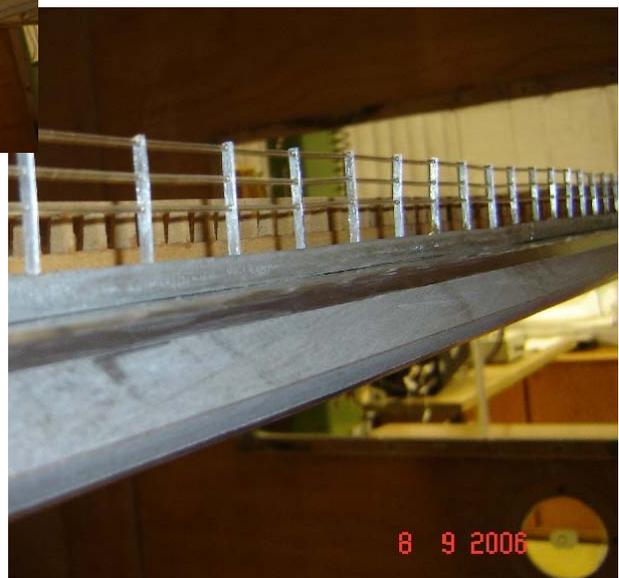


Fig. 4.22 – Modelo PON, dispositivo aerodinâmico triangular adicionado nos extremos da seção original.



Fig. 4.23 – Modelo PCN, chapa adicionada na face inferior da PON para fechamento em forma de caixão trapezoidal.



Fig. 4.24 – Modelo PC, chapa adicionada na face inferior da PO para fechamento em forma de caixão, ou, retirada dos dispositivos aerodinâmicos triangulares da PCN.

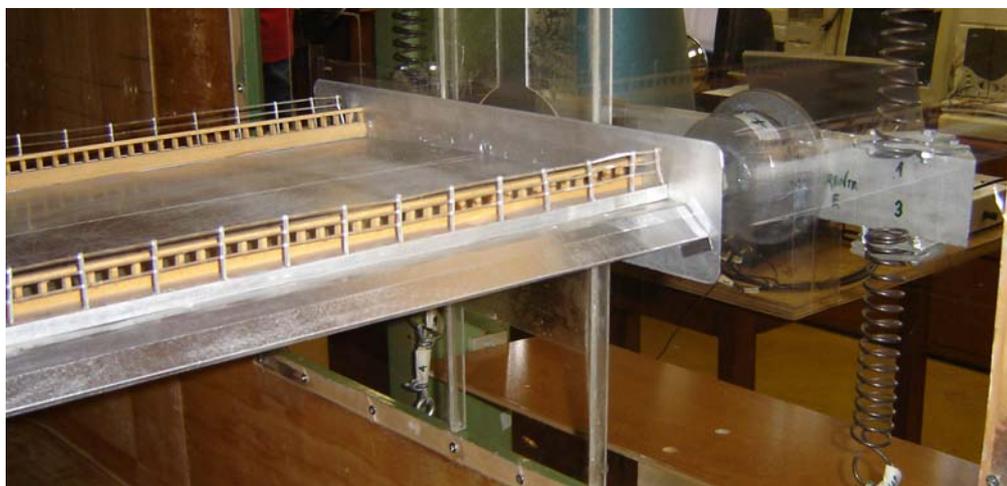


Fig. 4.25 – Modelo PONP, dispositivo aerodinâmico triangular com o dobro da largura do dispositivo da PON e da PCN adicionado nos extremos da seção original.



Fig. 4.26 – Modelo PONPP, placas divisórias adicionadas nos dispositivos aerodinâmicos da PONP.

Tab. 4.2 - Frequências naturais e modos de vibração correspondentes.

Modo	Frequência [Hz]	Modo correspondente
1	0,424	Primeiro Vertical
2	0,567	Segundo Vertical
3	0,792	Primeiro Torsional
4	0,853	Terceiro Vertical

Tab. 4.3 - Propriedades dinâmicas do protótipo e do modelo seccional dinâmico.

	Protótipo	Modelo
f_h (frequência de sustentação)	0,424 Hz	$\approx 6,2$ Hz
f_θ (frequência de torção)	0,792 Hz	$\approx 11,6$ Hz
f_θ / f_h	1,87	1,86 a 1,88
ζ_h (razão de amortecimento de sustentação)	-	Variável
ζ_θ (razão de amortecimento de torção)	-	Variável
m (massa por unidade de comprimento)	26500 kg/m	10,6 kg/m
I_m (momento de inércia de massa por unidade de comprimento)	992500 kg m ² /m	0,159 kg m ² /m



Fig. 4.27 – Sistema de apoio elástico do modelo dinâmico com o dispositivo para incremento do amortecimento do sistema.

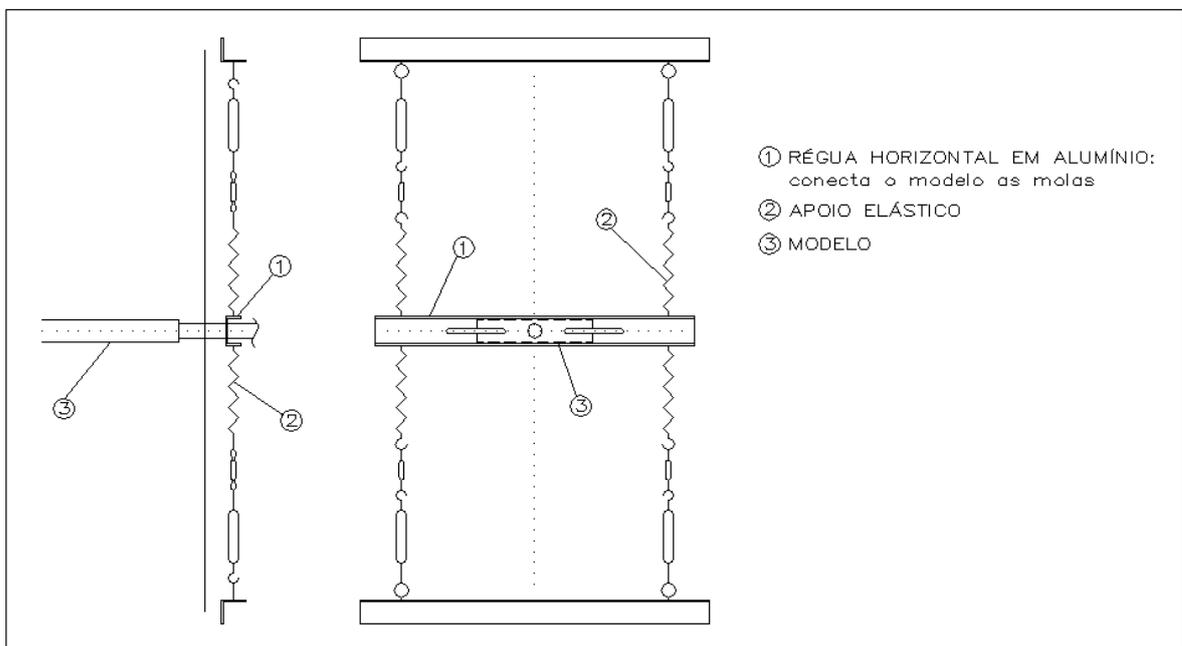


Fig. 4.28 – Esquema de sustentação do modelo com molas. Modelo com dois graus de liberdade.

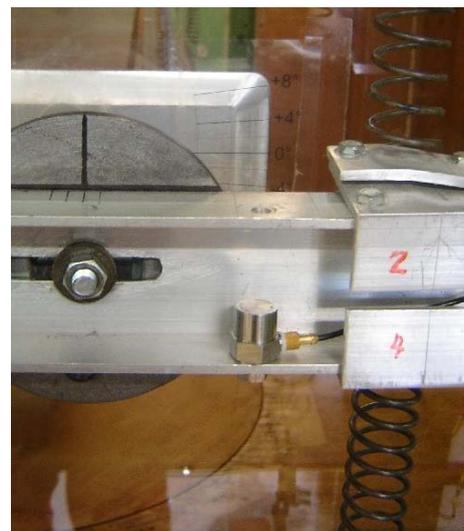
As razões de amortecimento naturais do modelo são de aproximadamente 0,1% para os dois graus de liberdade. Quando foi utilizado o dispositivo para incrementar o amortecimento, os níveis aumentaram de acordo com o ensaio. Os valores serão indicados quando forem apresentados os resultados das calibrações e ensaios aerodinâmicos dos grupos de registros (Tabs. 4.4 e 5.1).

4.4 Equipamentos utilizados

A medição da resposta dinâmica do modelo seccional ao escoamento do ar foi feita por meio de dois acelerômetros piezoelétricos, denominados *A1* e *A2*, com sensibilidade de $1,174\text{pC/ms}^{-2}$ e $1,143\text{pC/ms}^{-2}$, respectivamente, marca Brüel & Kjaer (Modelo 4339 com frequência de ressonância de 85kHz), cujos sinais são condicionados e amplificados por um amplificador de carga, marca Brüel & Kjaer (Família NEXUS, Modelo 2692A-0S2 2-Channel Charge Conditioning Amplifier com medidas de pico numa faixa de -30dBV a 10dBV e resolução de 1dB). Estes acelerômetros são instalados no sistema externo, sendo que seus sinais, após o condicionamento, são registrados e digitalizados por duas placas de aquisição de dados idênticas (Padrão PCMCIA para notebook com resolução de 12bits e tensão analógica de entrada de 0V a 10V) instalada em um micro-computador (Notebook TOSHIBA *Satellite* 205CDS Pentium). Na Fig. 4.29 são mostrados o aparato experimental utilizado nos ensaios dinâmicos e um detalhe do posicionamento de um acelerômetro piezoelétrico. Os arquivos de aquisição dos ensaios foram posteriormente processados numericamente para a obtenção da história de amplitudes dos deslocamentos vertical e angular no tempo, bem como das respectivas densidades espectrais. Os movimentos horizontais no sentido do escoamento não são considerados durante os testes, pois estes não apresentam influência significativa nas condições de instabilidade.



(a)



(b)

Fig. 4.29 – Aparato experimental utilizado nos ensaios dinâmicos (a) e detalhe do posicionamento do acelerômetro piezoelétrico (b).

Utilizou-se uma taxa de aquisição de 512Hz, com registros de 64 segundos de duração para a obtenção de propriedades estatísticas dos registros, tais como valores de pico e médias quadráticas (*rms*). Os sinais foram amplificados em 100mV/ms⁻². Além dos instrumentos anteriormente descritos, foram medidas a temperatura e a pressão atmosférica ambientes para a correção da massa específica do ar para o cálculo da velocidade do vento (ver Seção 4.2).

4.5 Calibração do modelo

Uma vez estabelecidos os parâmetros de escala para o modelo seccional dinâmico e com o modelo já construído o sistema deve ser calibrado. A calibração consiste basicamente em ajustar a frequência de torção do modelo, uma vez que a frequência de sustentação fica determinada pela rigidez do apoio elástico. Este procedimento é realizado através do posicionamento das massas externas ao modelo (Fig. 4.27) que fazem parte da massa total do conjunto. Desta forma a correta inércia de massa é ajustada e a relação entre frequências desejada é obtida.

As frequências naturais do modelo foram medidas a partir do espectro de potência dos registros dos sinais gerados pelos acelerômetros piezoelétricos. Estes registros de vibração livre foram realizados excitando-se o modelo através de um impacto no centro do mesmo, excitando os dois modos de vibração. A razão de amortecimento estrutural em relação ao amortecimento crítico foi determinada experimentalmente através do cálculo do decremento logarítmico da curva de decaimento da resposta. Os registros foram obtidos através de um sistema de aquisição de dados com o uso do programa HP VEE – Vortex_Flutter_Fitting.vee.

Posteriormente, os arquivos adquiridos foram processados com o uso do programa computacional MATLAB-R12 com a utilização das seguintes rotinas: FlutterTestsSpecLSQ2.m (rotina mestre que contém as demais rotinas citadas adiante e também a estimação do amortecimento estrutural via mínimos quadrados não-linear), ReadFLUTTER2.m (lê e estrutura os dados medidos), BandPass.m (filtro passa banda), Spectrum.m (constrói o espectro), e LSQ.m (representa as características do sistema). Algumas rotinas auxiliares, tipo leitura e estruturação dos dados medidos, filtros, construção do espectro, foram adaptadas e posteriormente utilizadas no processo, sendo as rotinas

originais de autoria do Prof. Marcelo Maia Rocha. Um registro de vibração livre obtido com os acelerômetros no modelo da seção original é mostrado na Fig. 4.30, e na Fig. 4.31, os respectivos espectros de potência (valores referentes ao modelo).

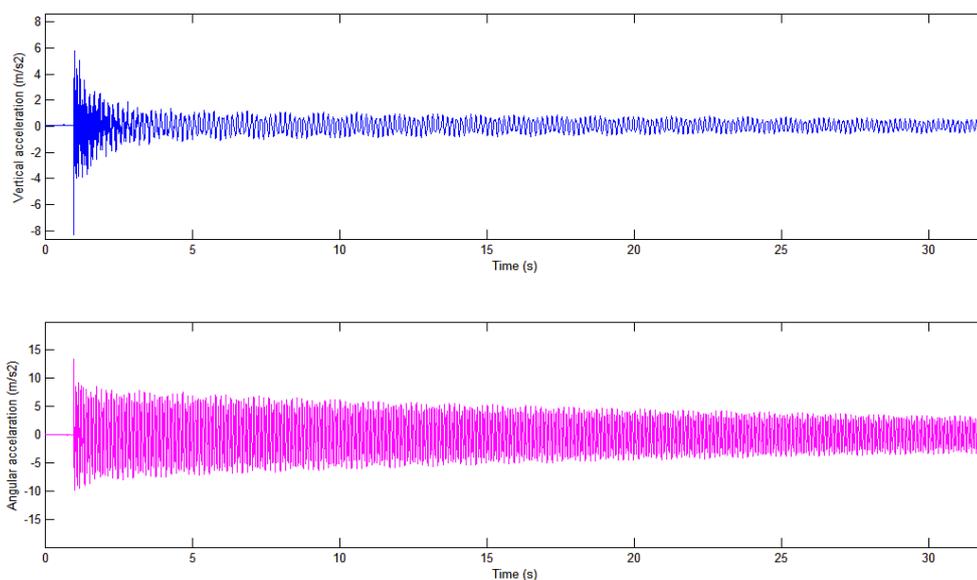


Fig. 4.30 – Registro da curva de decaimento do modelo da seção original em vibração livre.

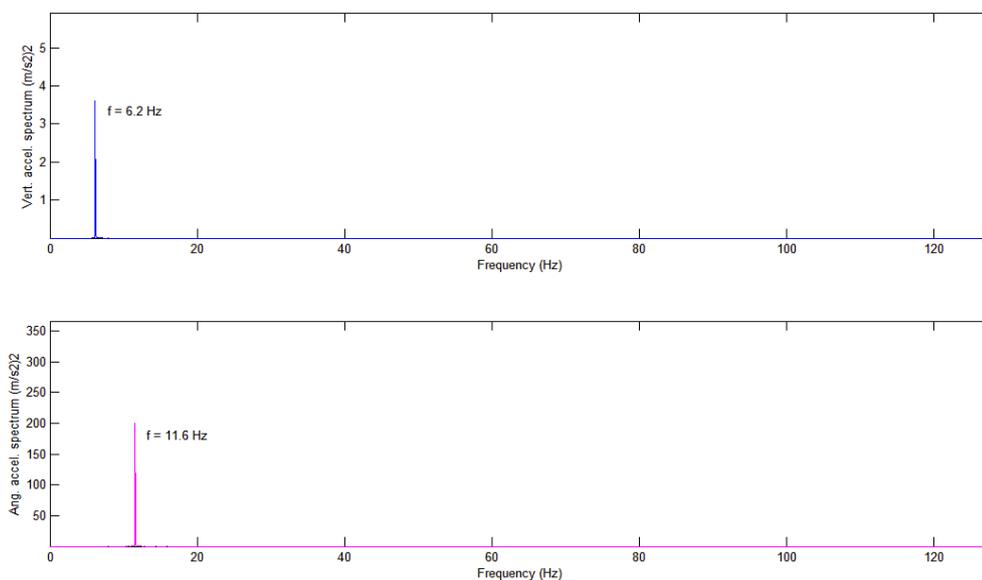


Fig. 4.31 – Espectros de potência dos registros em vibração livre do modelo da seção original.

4.6 Programa experimental

Com o intuito de investigar as condições de estabilidade do tabuleiro da ponte em estudo com relação ao drapejamento, foram realizados ensaios em túnel de vento para oito modelos seccionais dinâmicos de tabuleiros de pontes, tendo-se como base um modelo de referência local (LAC) - já utilizado na sintonização da técnica de identificação de sistema, que consiste na forma original, e mais sete alterações propostas.

Além das formas distintas de seção transversal, variaram-se outros parâmetros como amortecimento – natural e imposto, tipo de escoamento – suave e turbulento, velocidade do vento – numa gama capaz de mapear a ocorrência do fenômeno em estudo, em um ângulo de incidência do vento de 0° , seguindo-se a convenção apresentada na Fig 4.32. Destes ensaios, foram obtidos sinais de aceleração no tempo da ação do vento no tabuleiro da ponte medidos por dois acelerômetros e posteriormente registrados no programa HP VEE – Vortex_Flutter_Record.vee. A partir destes, determinaram-se os deslocamentos (verticais e angulares) via integração numérica e as velocidades associadas, determinando-se a velocidade crítica segundo o critério de deslocamento limite. E para estes mesmos sinais obtidos, aplicou-se a técnica de identificação de sistema descrita no capítulo anterior, determinando-se as frequências e amortecimentos, ilustrados via estimativas das curvas dos derivativos aerodinâmicos associados a cada sistema ensaiado.

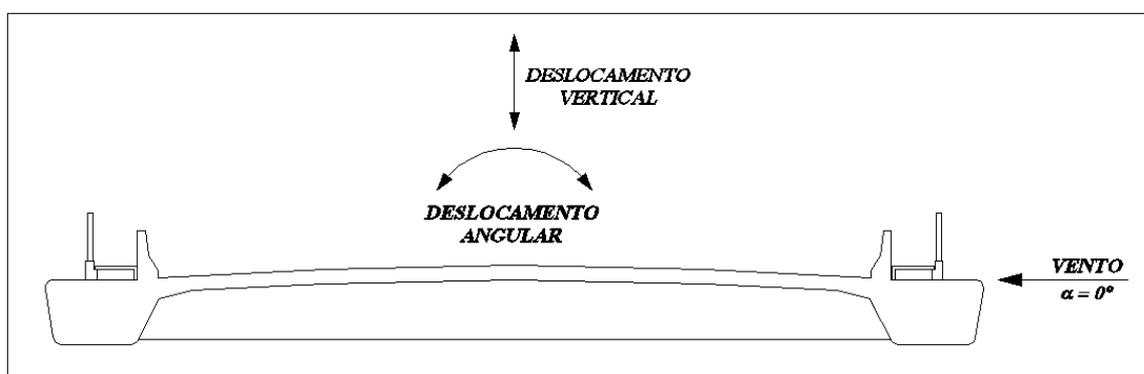


Fig. 4.32 – Sistema de referência dos dois graus de liberdade do modelo seccional dinâmico sob ação do vento em um ângulo de incidência de 0° .

Na Tab. 4.4 é mostrado o plano de experimentos e o sumário das propriedades dinâmicas dos *modelos*.

Tab. 4.4 - Plano de experimentos e o sumário das propriedades dinâmicas dos modelos.

Identificação do grupo de registros	Amortecimento estrutural [%]		Tipo de escoamento	Ângulo de incidência do vento (°)	Frequências naturais [Hz]	
	ζ_h	ζ_θ			f_h	f_θ
PO_00_S_00	0,07	0,04	SUAVE	0	6,19	11,59
PO_00_T_00	0,07	0,04	TURBULENTO	0	6,19	11,59
PO_26_S_00	0,20	0,59	SUAVE	0	6,09	11,40
PO_26_T_00	0,20	0,59	TURBULENTO	0	6,09	11,40
PT_00_S_00	0,09	0,06	SUAVE	0	6,06	11,31
PT_00_T_00	0,09	0,06	TURBULENTO	0	6,06	11,31
POS_00_S_00	0,08	0,04	SUAVE	0	6,25	11,69
POS_00_T_00	0,08	0,04	TURBULENTO	0	6,25	11,69
PON_00_S_00	0,09	0,05	SUAVE	0	6,16	11,50
PON_00_T_00	0,09	0,05	TURBULENTO	0	6,16	11,50
PON_25_S_00	0,20	0,49	SUAVE	0	6,09	11,31
PON_25_T_00	0,20	0,49	TURBULENTO	0	6,09	11,31
PCN_25_S_00	0,24	0,45	SUAVE	0	6,00	11,25
PCN_25_T_00	0,24	0,45	TURBULENTO	0	6,00	11,25
PCN_00_S_00	0,16	0,06	SUAVE	0	6,06	11,22
PCN_00_T_00	0,16	0,06	TURBULENTO	0	6,06	11,22
PC_00_S_00	0,16	0,05	SUAVE	0	6,06	11,31
PC_00_T_00	0,16	0,06	TURBULENTO	0	6,06	11,31
PONP_00_S_00	0,16	0,16	SUAVE	0	6,19	11,59
PONP_00_T_00	0,16	0,16	TURBULENTO	0	6,19	11,59
PONP_33_S_00	0,26	0,32	SUAVE	0	6,16	11,47
PONP_33_T_00	0,26	0,32	TURBULENTO	0	6,16	11,47
PONPP_33_S_00	0,28	0,34	SUAVE	0	6,12	11,37
PONPP_33_T_00	0,28	0,34	TURBULENTO	0	6,12	11,37
PONPP_00_S_00	0,25	0,20	SUAVE	0	6,16	11,47
PONPP_00_T_00	0,25	0,20	TURBULENTO	0	6,16	11,47

(*) Nomenclatura para identificação do grupo de registros: *nomemodelo_ζ_vento_α*

(**) Na nomenclatura de identificação: $\zeta = 00$ corresponde ao amortecimento natural, os demais correspondem ao amortecimento imposto conforme ilustrado na Fig. 4.27.

5 RESPOSTA DINÂMICA

5.1 Determinação da resposta dinâmica

A partir dos sinais adquiridos em termos de aceleração conforme descrito no Capítulo 4, determinaram-se os deslocamentos verticais e torsionais via integração numérica sobre a banda de frequências de interesse e as velocidades associadas, determinando-se a velocidade crítica segundo o critério do deslocamento limite. E para estes mesmos sinais obtidos, aplicou-se a técnica de identificação de sistema descrita no Capítulo 3, determinando-se as frequências e amortecimentos, ilustrados via estimativa das curvas dos derivativos aerodinâmicos associados a cada sistema ensaiado, constituindo-se em outro critério de determinação da velocidade crítica de instabilização - critério de amortecimento.

5.1.1 Medição das amplitudes de vibração em função da velocidade

A determinação da velocidade crítica em drapejamento pode ser feita a partir de um critério simples em termos de amplitude de vibração em cada um dos modos de vibração considerados. Por exemplo:

- a. Pico da resposta de deslocamento vertical não superior a 10% da altura do tabuleiro (120mm);
- b. Pico da resposta de deslocamento angular não superior a $1,5^\circ$.

Assim, a velocidade em que um destes limites, ou ambos, forem ultrapassados, corresponde a velocidade crítica. Este critério é referenciado em De Miranda (2000) e Irwin et al (1997).

5.1.2 Medição da velocidade crítica em função do amortecimento aerodinâmico

Alternativamente, a velocidade crítica pode ser definida como aquela em que o amortecimento do sistema vento-ponte (ζ), zera ou se torna negativo, instabilizando a estrutura, em outras palavras, a velocidade crítica pode ser definida como aquela em que o amortecimento aerodinâmico (ζ_{aero}) se torna negativo e de tal magnitude que cancela o amortecimento mecânico (ζ_{mec}). Então, na linguagem matemática, a condição de instabilidade se dá quando numa determinada velocidade de vento: $\zeta \leq 0$.

Maiores considerações, quanto a este critério, já foram feitas na Seção 3.3 referente à sintonização dos modelos de identificação de sistemas. Contudo, cabe salientar que este critério será representado pelos derivativos aerodinâmicos diretos, A_2^* , A_3^* e H_1^* (definidos no item 2.1.2), nos resultados apresentados a seguir.

5.2 Resultados obtidos

Os resultados obtidos referentes ao plano de experimentos, resumidos na Tab. 4.4, e posterior processamento, são apresentados nas Figs. 5.1 a 5.52 - deslocamentos vertical e torsional de pico e valor quadrático médio versus velocidades referentes a valores de protótipo que foram obtidos segundo o modelo de identificação de sistemas *COUPLE*, que além da identificação de sistemas, contempla a integração numérica dos registros de acelerações dos modelos ensaiados para obtenção dos deslocamentos, sendo que o modelo *EQUAL* também contempla o mesmo processo de integração numérica; e nas Figs. 5.53 a 5.169 - derivativos aerodinâmicos: A_2^* , A_3^* e H_1^* , valores estes obtidos, segundo o modelo de identificação de sistemas *COUPLE* para todos os grupos de registros, e, segundo o modelo de identificação de sistemas *EQUAL* para os grupos de registros correspondentes ao escoamento suave. As Figs. 5.67, 5.85, 5.103 e 5.108 apresentam duas curvas do seu respectivo derivativo aerodinâmico no mesmo gráfico, sendo uma delas, a curva original, e a outra, a curva reduzida cinco vezes para que se pudesse visualizar a forma completa da curva do derivativo. Para o cálculo das velocidades reduzidas utilizou-se o valor da largura do tabuleiro $B = 17,3\text{m}$ e as frequências $f_h = 0,424\text{Hz}$ e $f_\theta = 0,792\text{Hz}$. E para os demais parâmetros adimensionais apresentados nos resultados, derivativos aerodinâmicos, utilizaram-se os valores referentes ao protótipo. Os números de Reynolds dos modelos ensaiados situaram-se entre 9×10^3 e 5×10^4 .

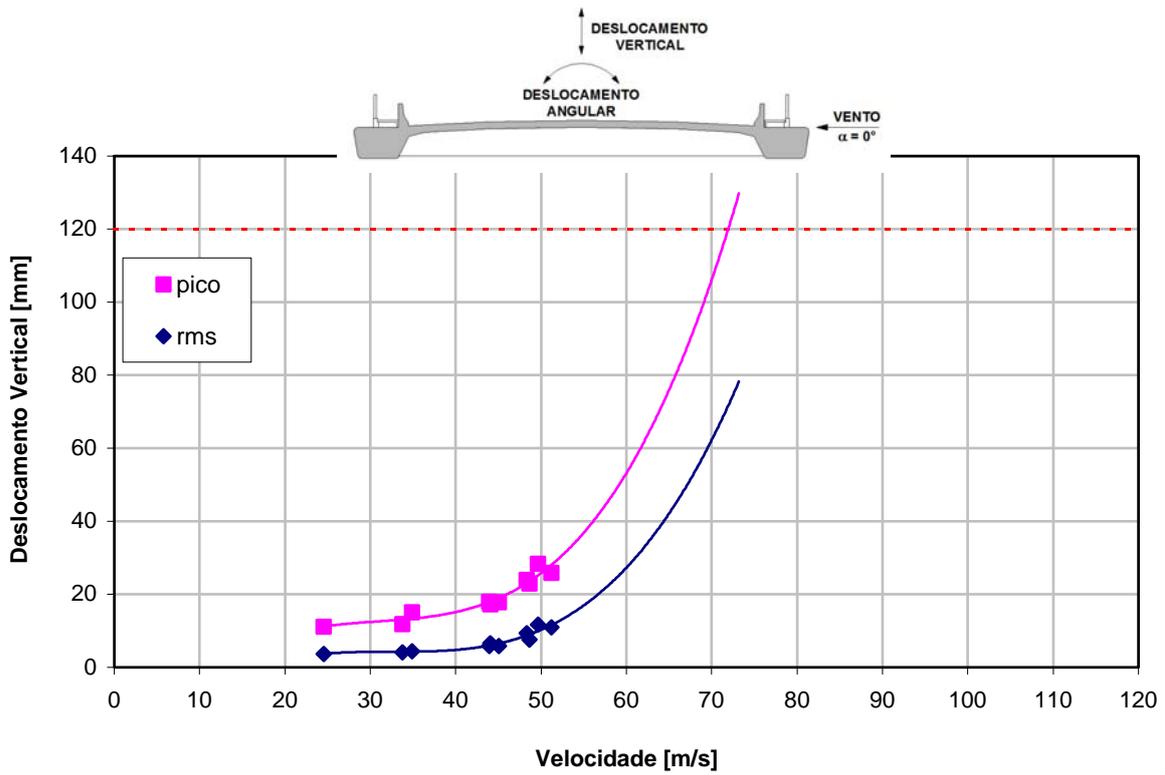


Fig. 5.1 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,07\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).

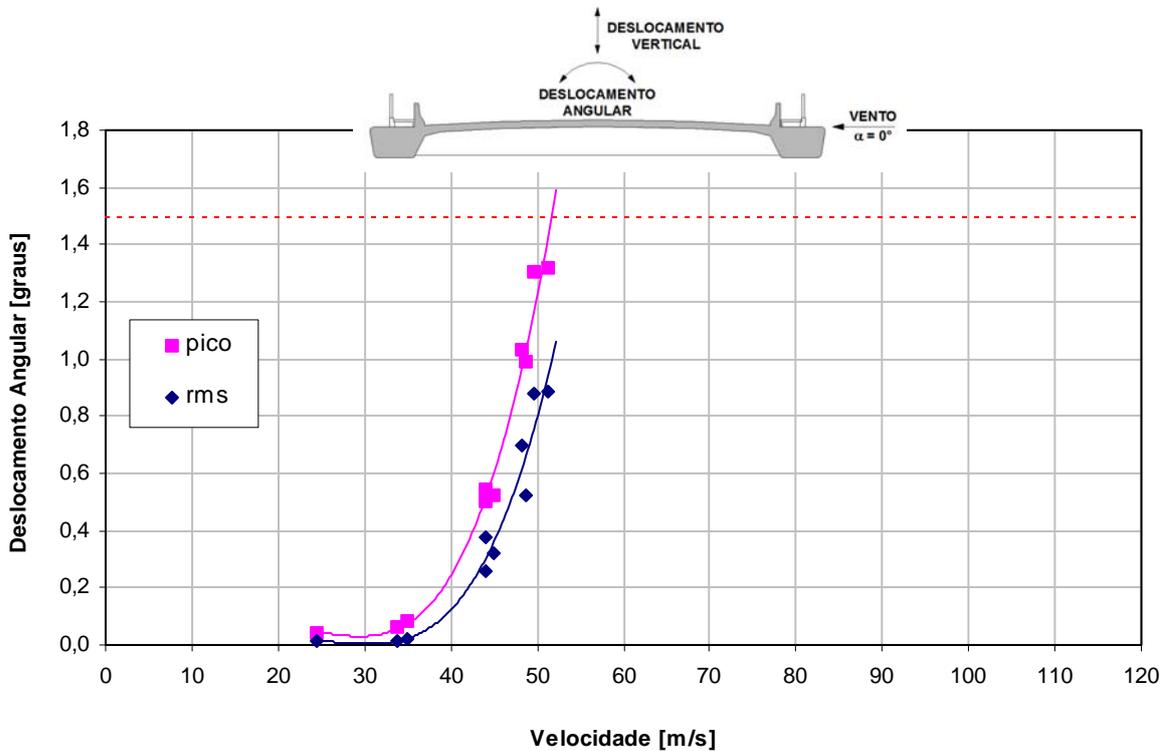


Fig. 5.2 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,04\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).

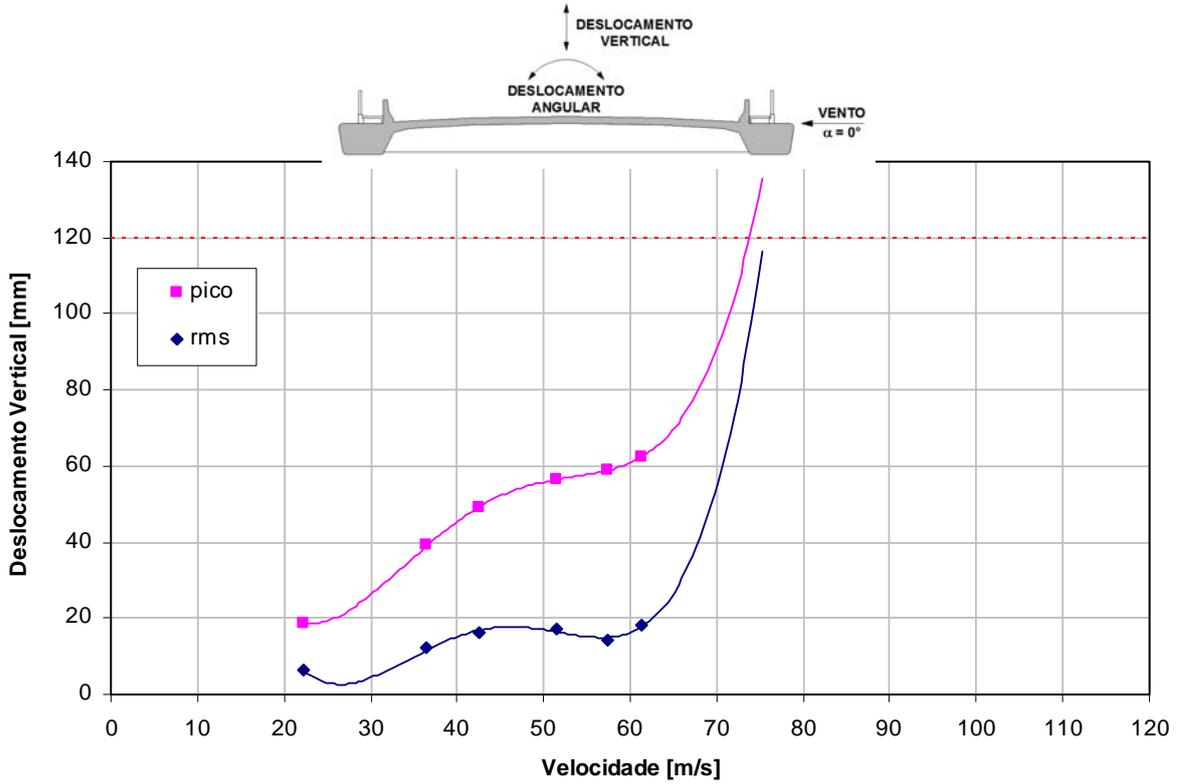


Fig. 5.3 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,07\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_00_T_00).

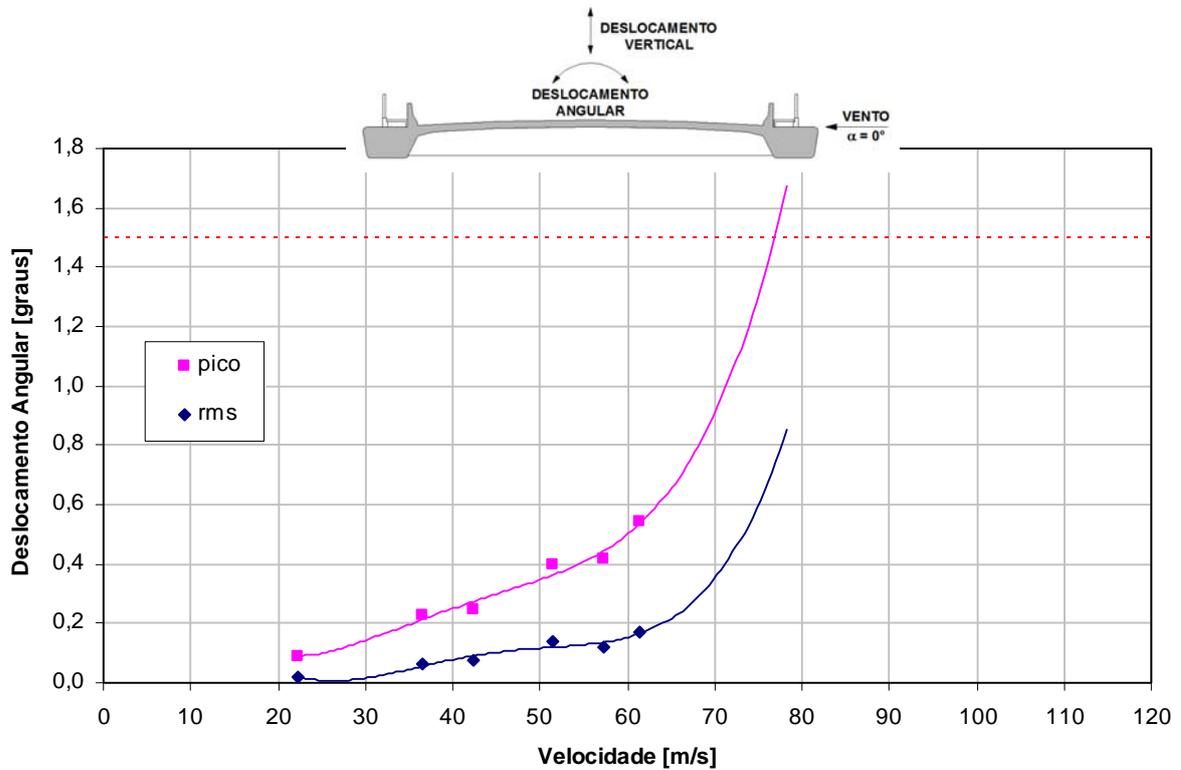


Fig. 5.4 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,04\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_00_T_00).

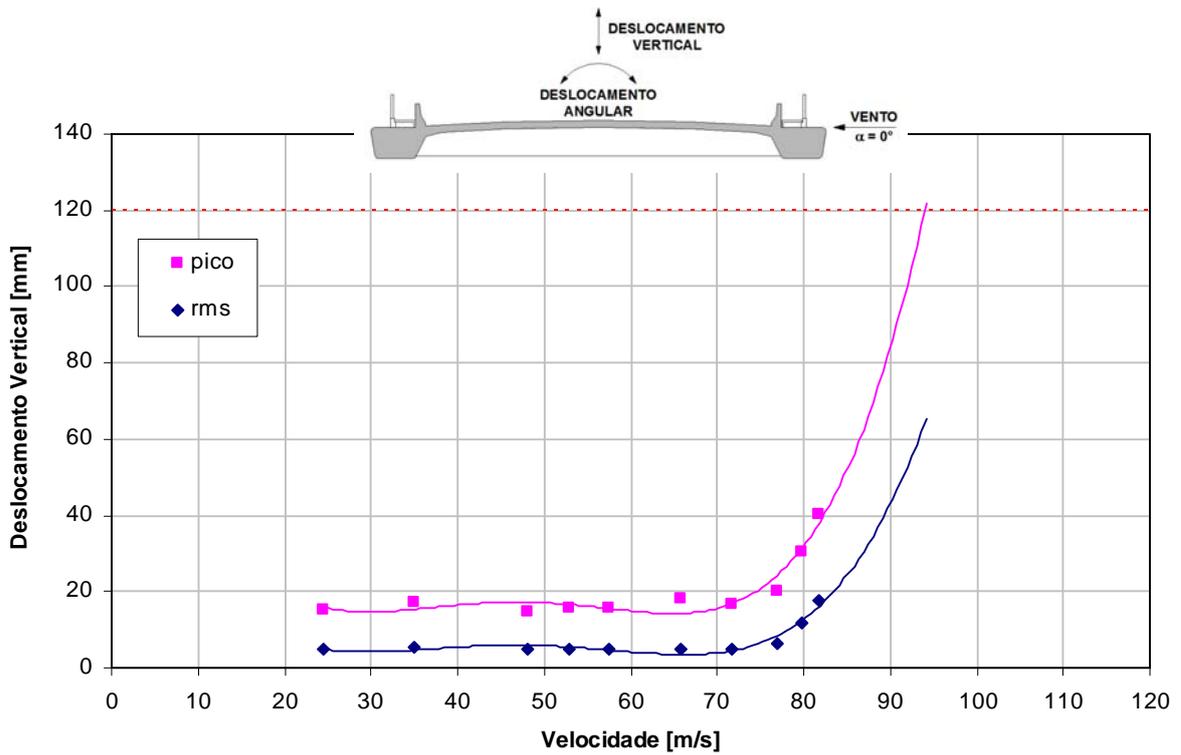


Fig. 5.5 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).

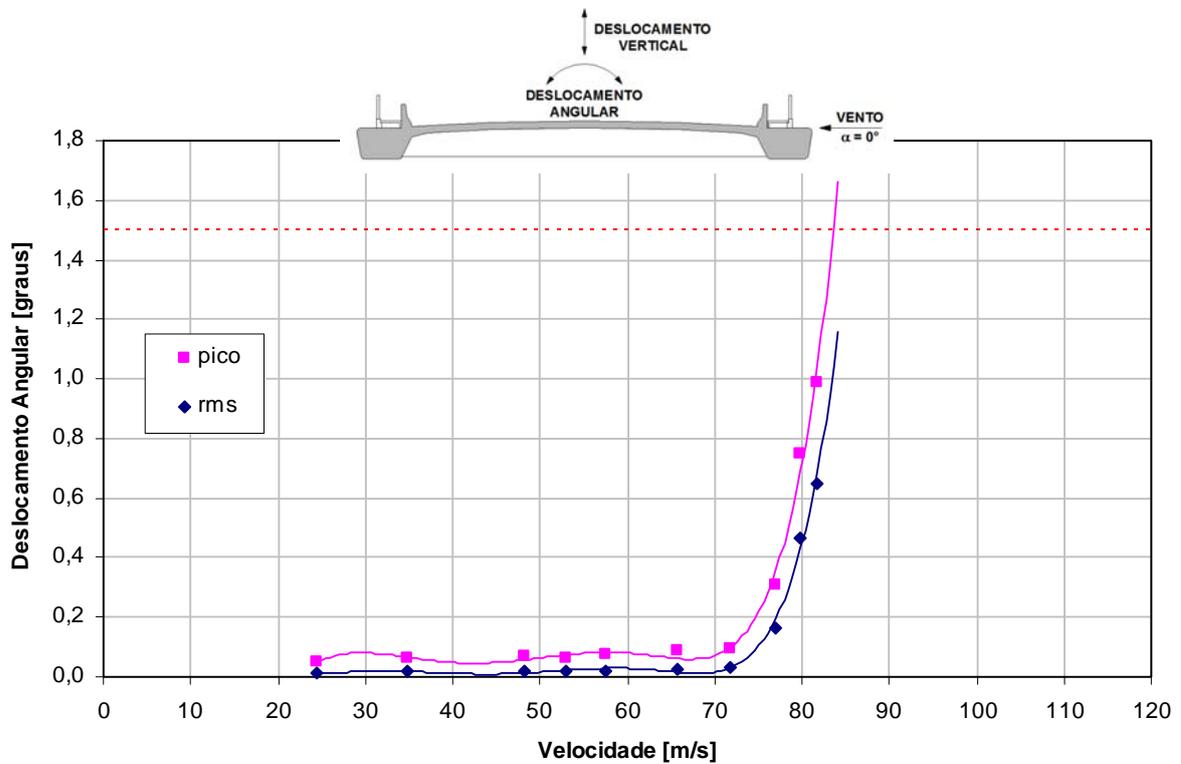


Fig. 5.6 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,59\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).

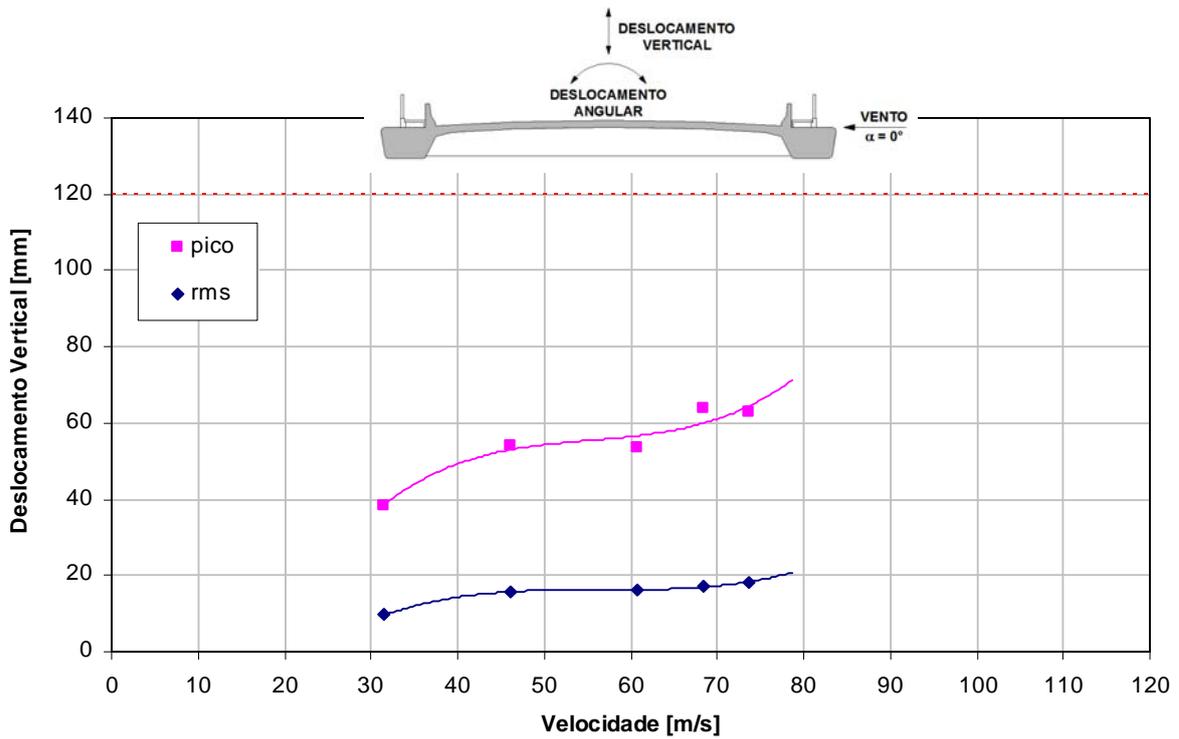


Fig. 5.7 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_26_T_00).

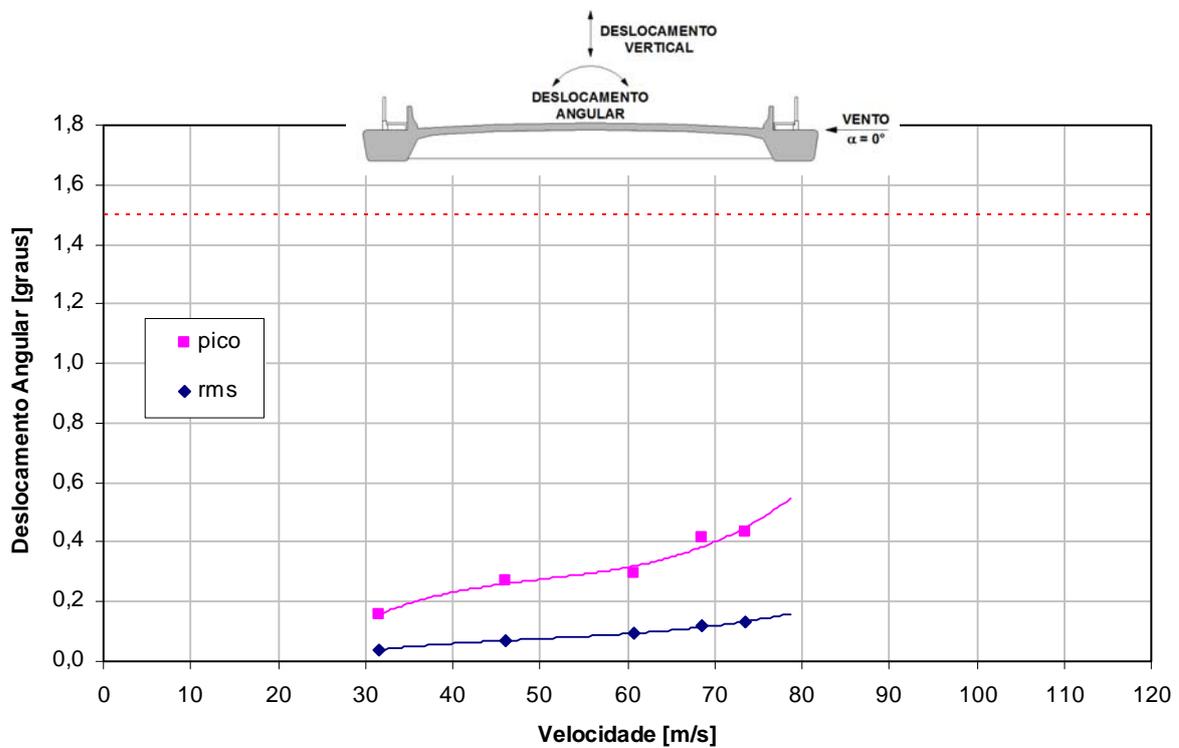


Fig. 5.8 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,59\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_26_T_00).

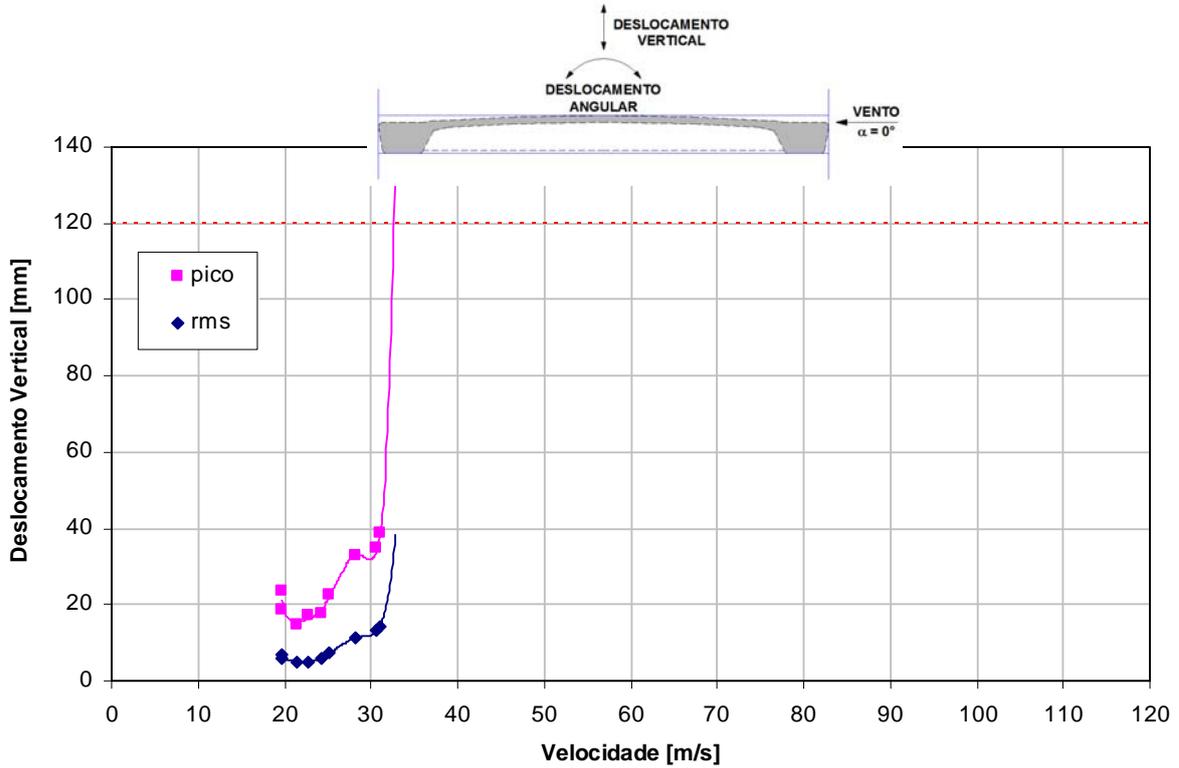


Fig. 5.9 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,09\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).

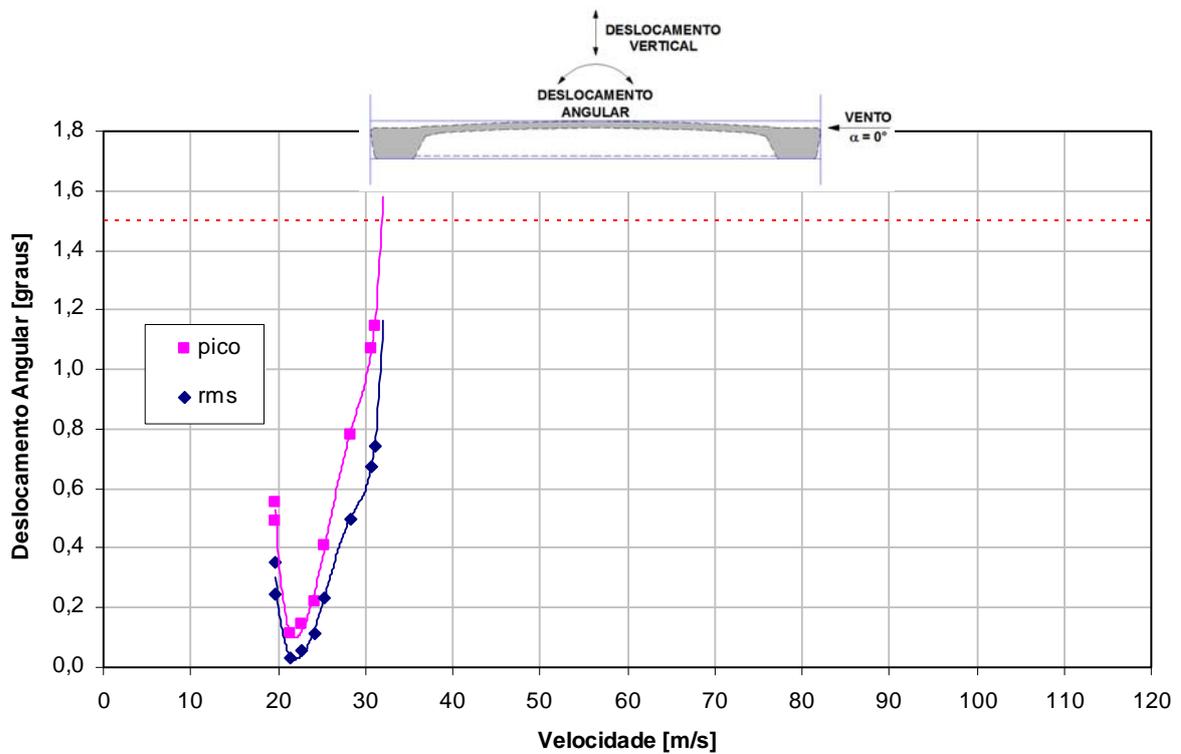


Fig. 5.10 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,06\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).

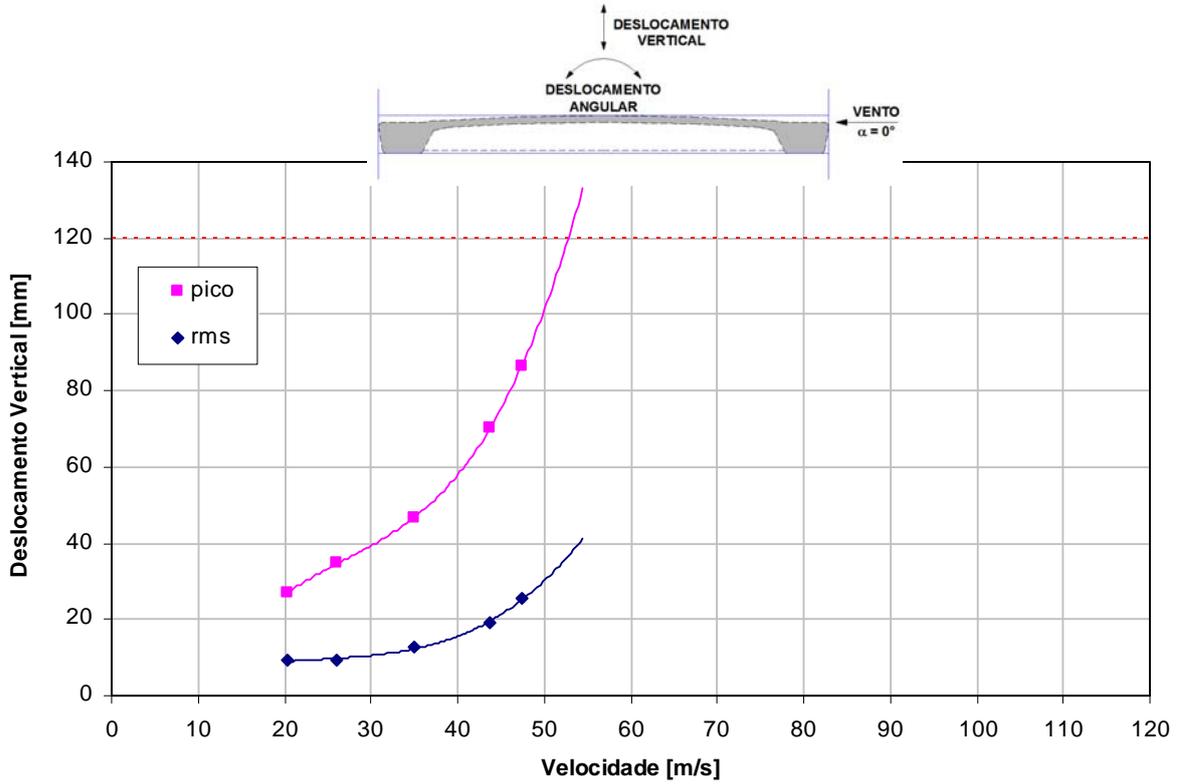


Fig. 5.11 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,09\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PT_00_T_00).

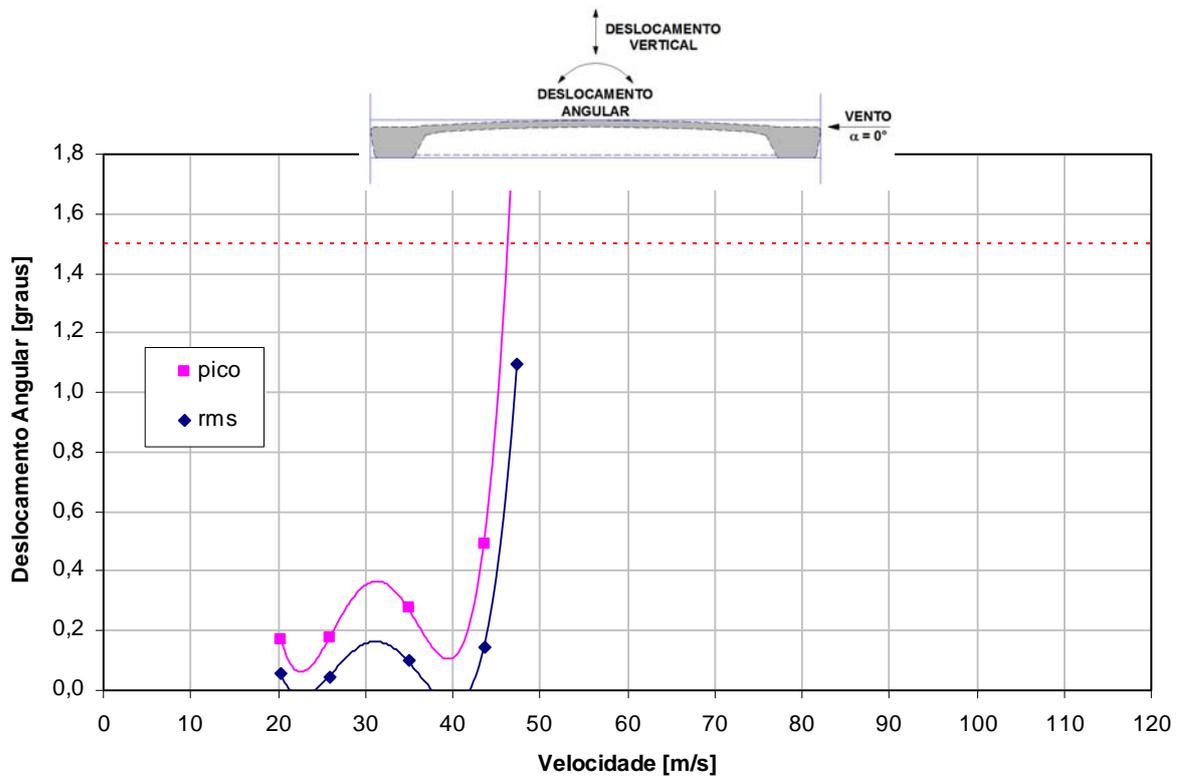


Fig. 5.12 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,06\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PT_00_T_00).

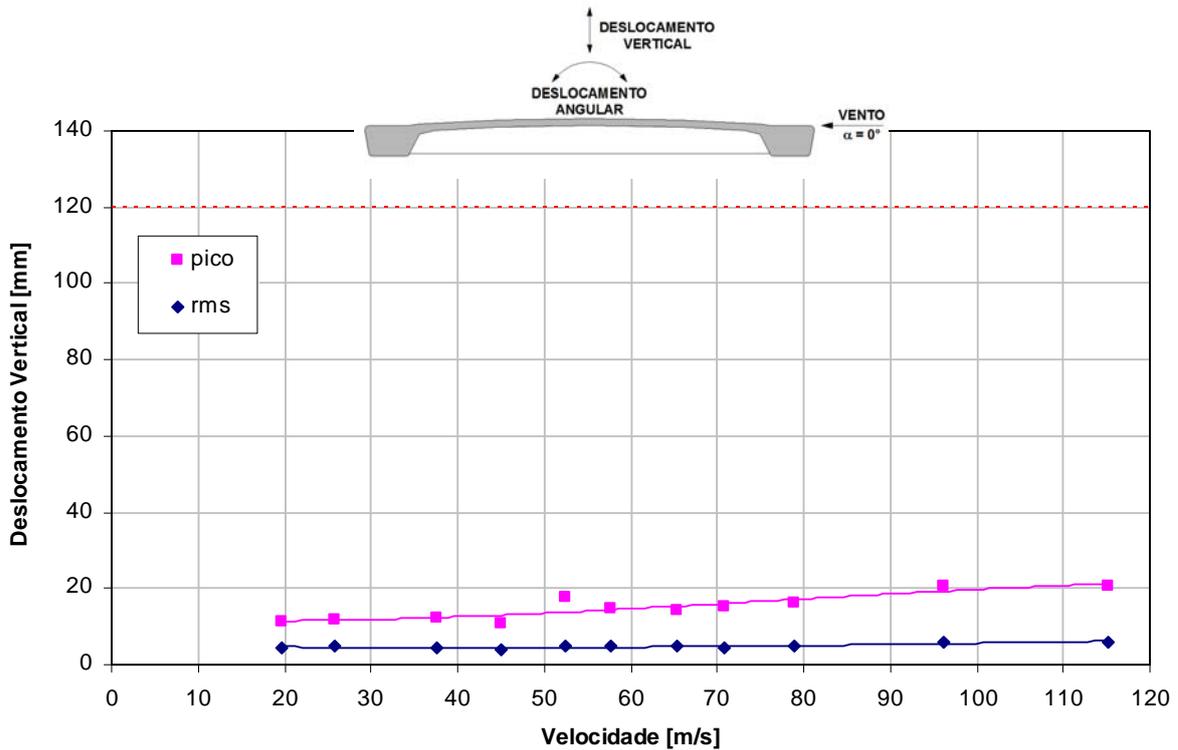


Fig. 5.13 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,08\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).

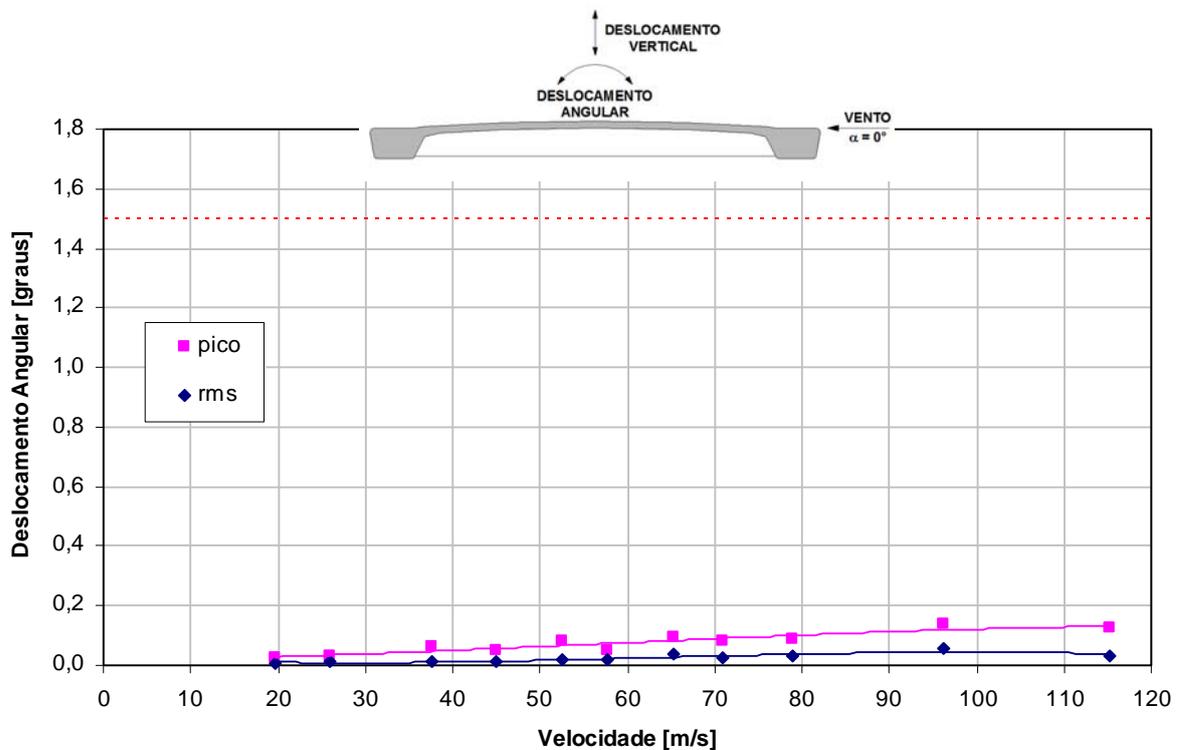


Fig. 5.14 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,04\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).

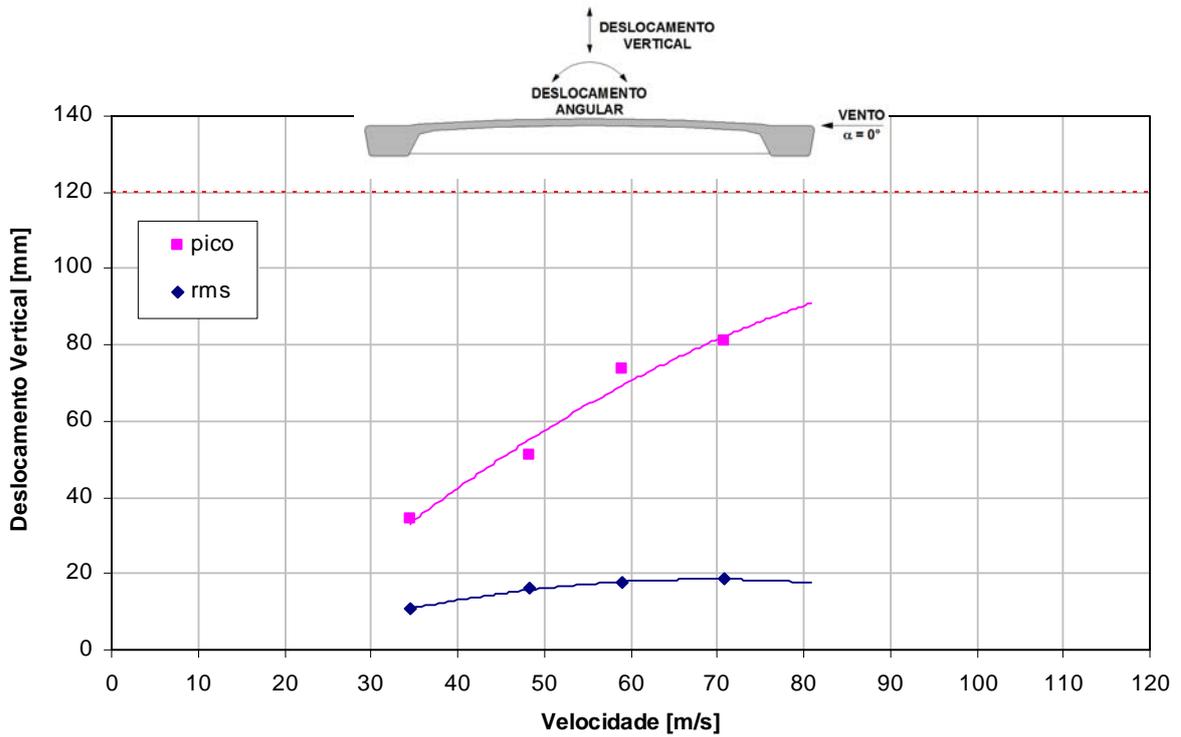


Fig. 5.15 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,08\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: POS_00_T_00).

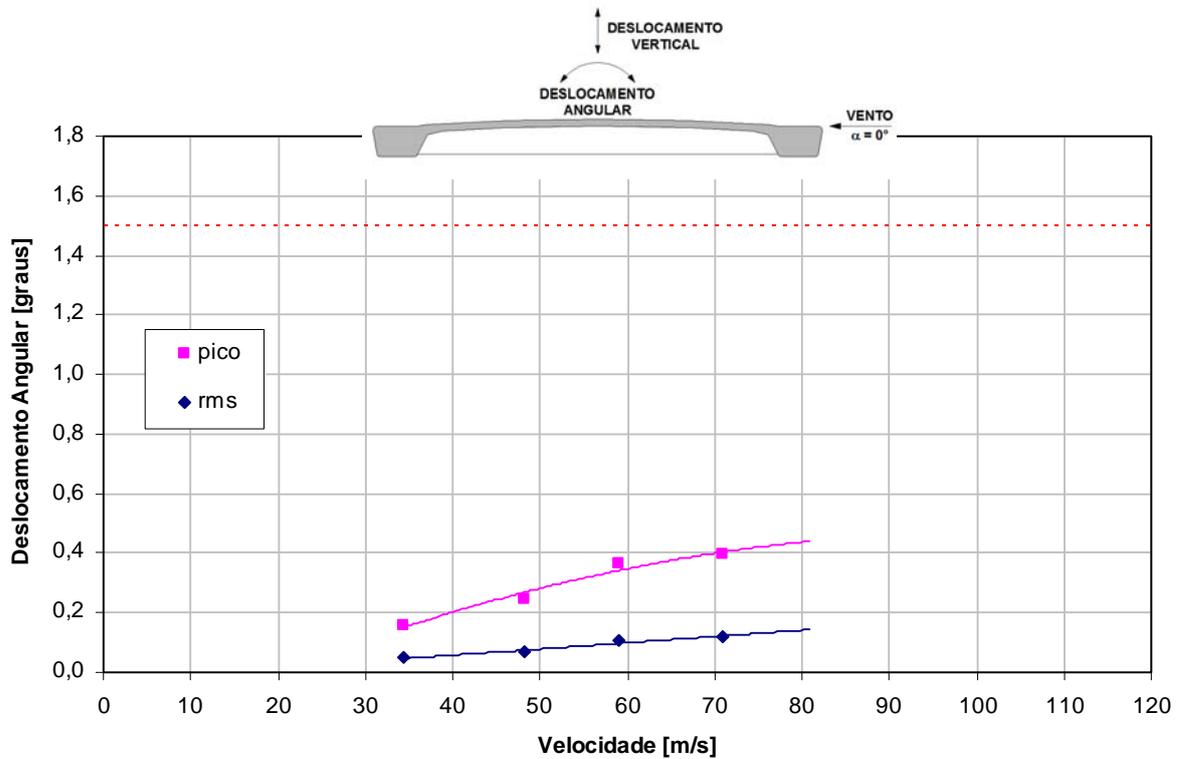


Fig. 5.16 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,04\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: POS_00_T_00).

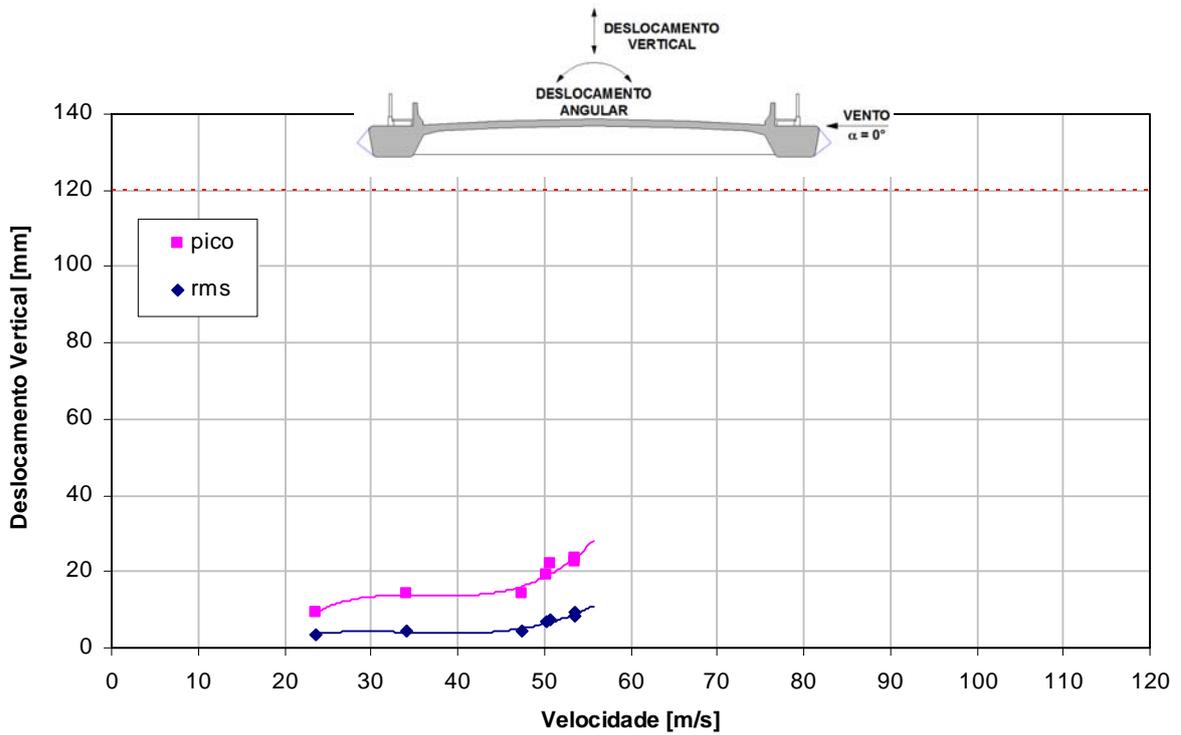


Fig. 5.17 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,09\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).

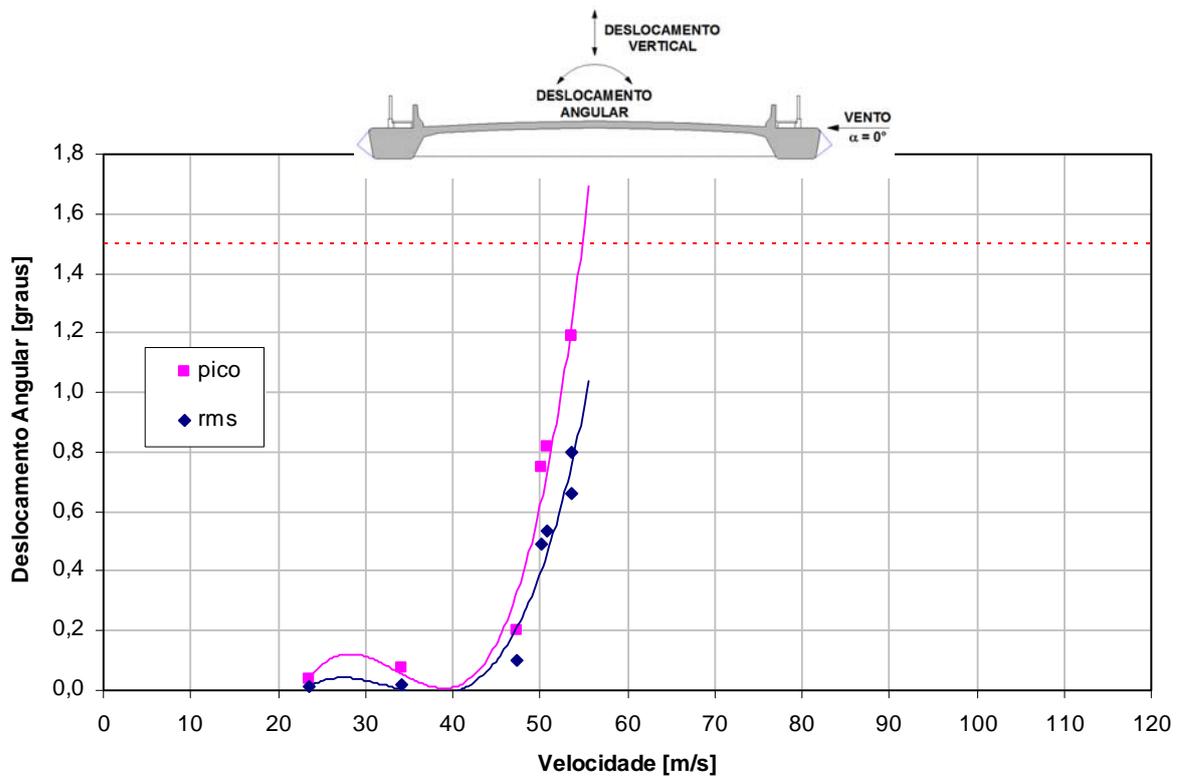


Fig. 5.18 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,05\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).

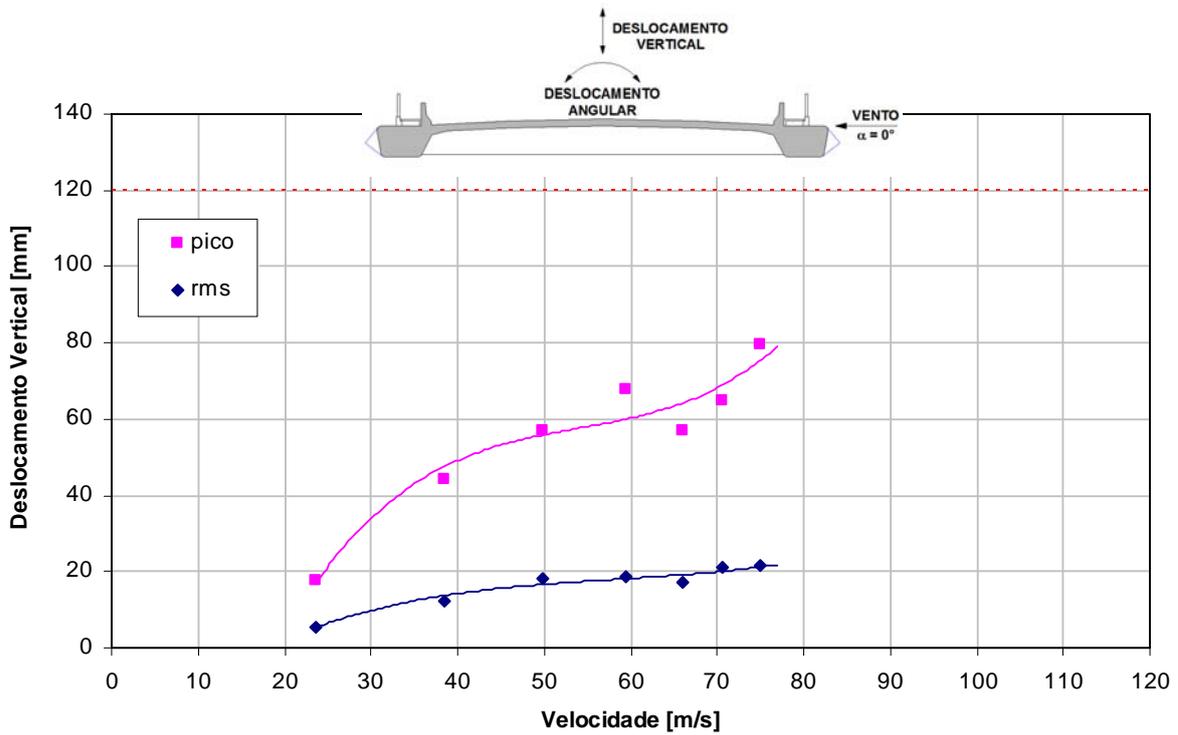


Fig. 5.19 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,09\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_00_T_00).

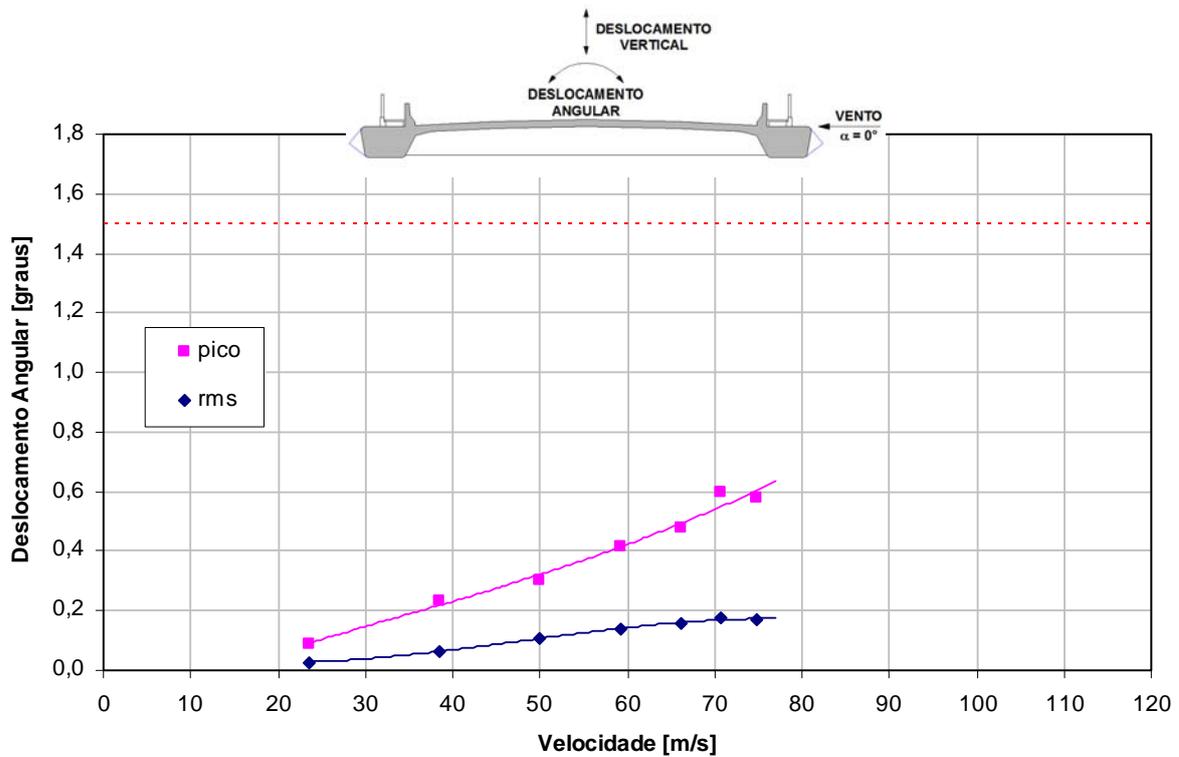


Fig. 5.20 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,05\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_00_T_00).

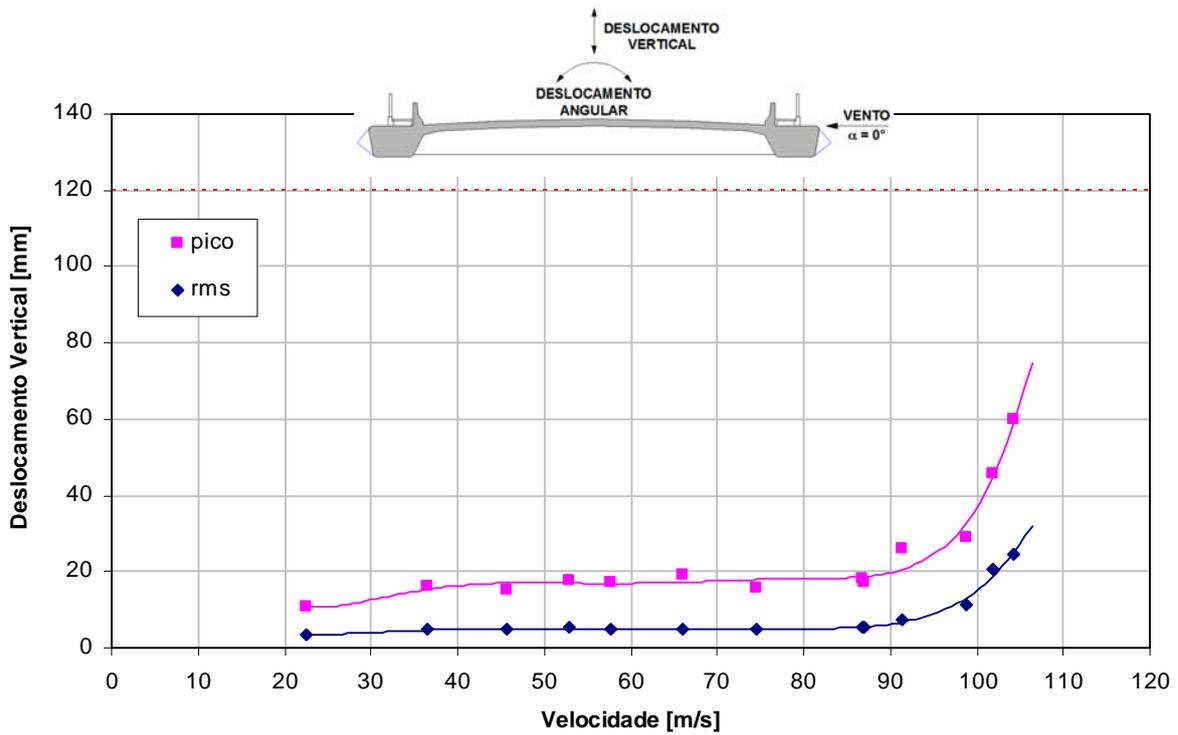


Fig. 5.21 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).

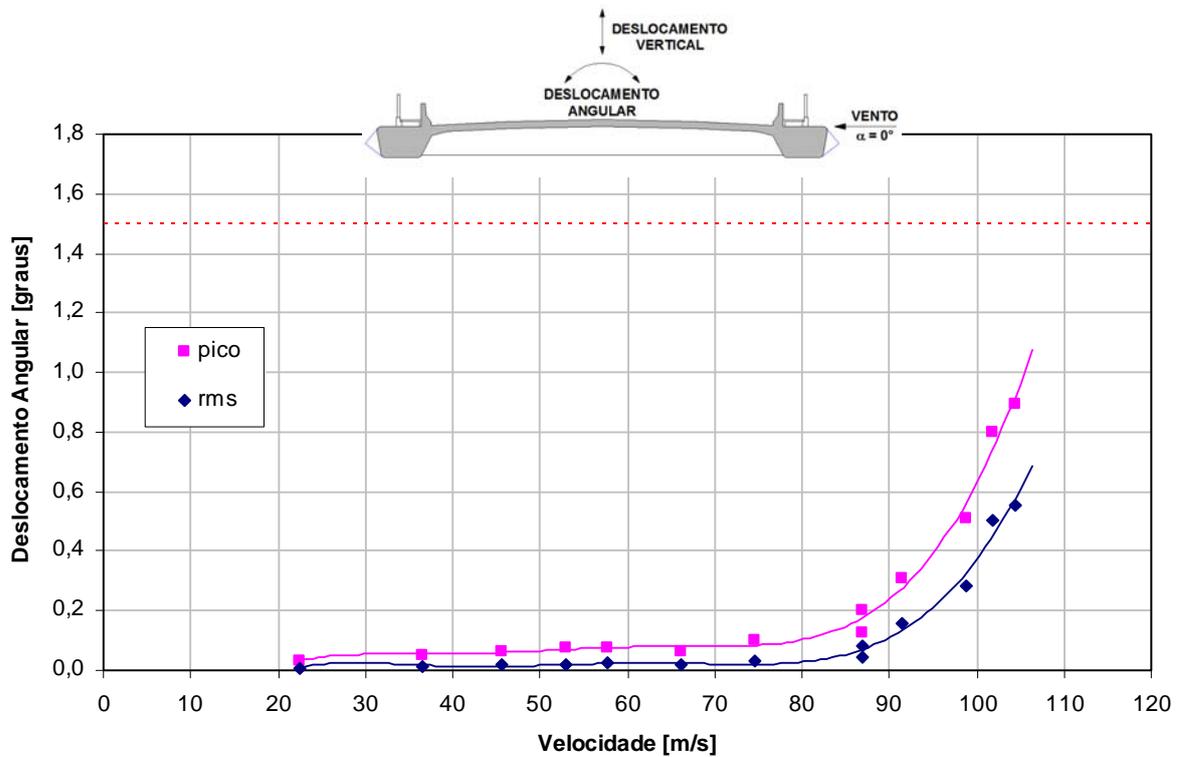


Fig. 5.22 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,49\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).

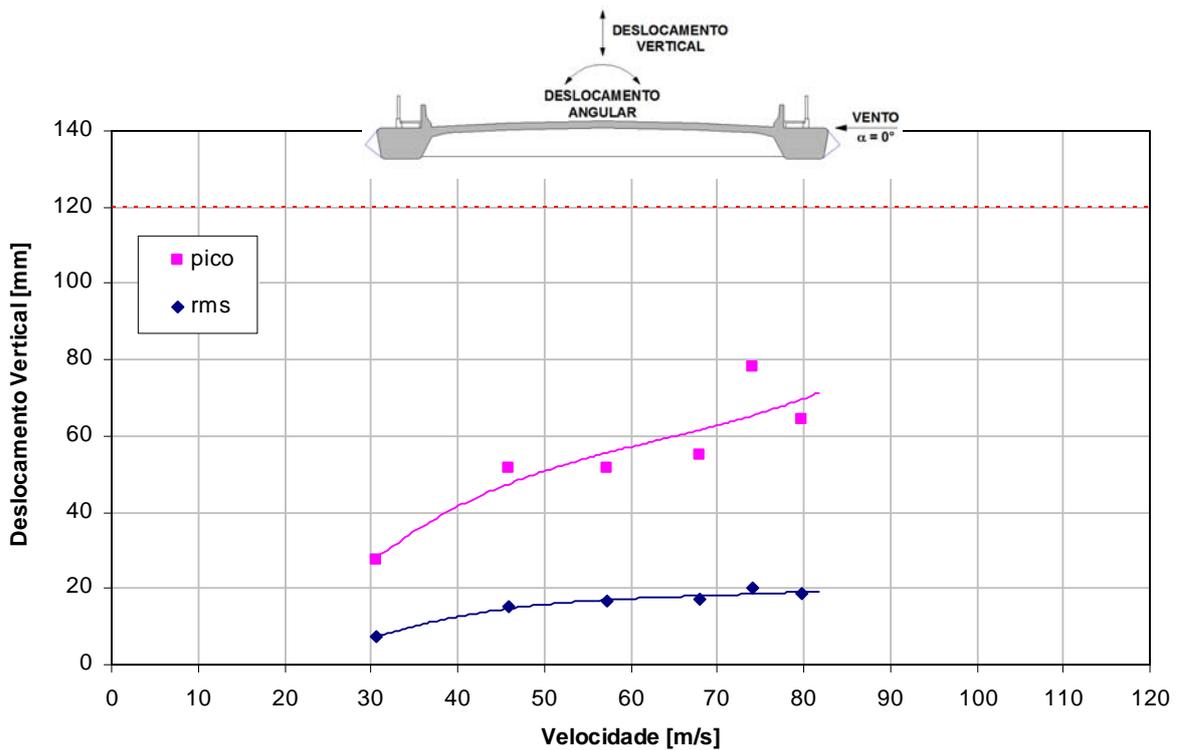


Fig. 5.23– Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_25_T_00).

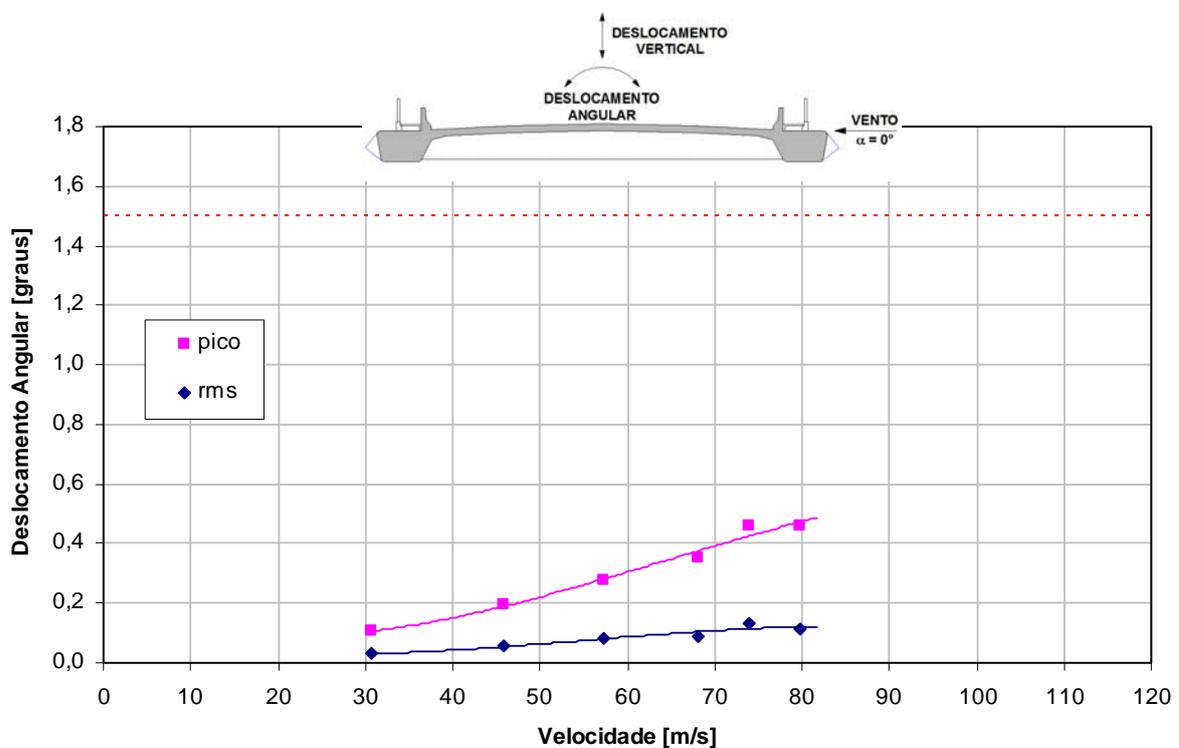


Fig. 5.24 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,49\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_25_T_00).

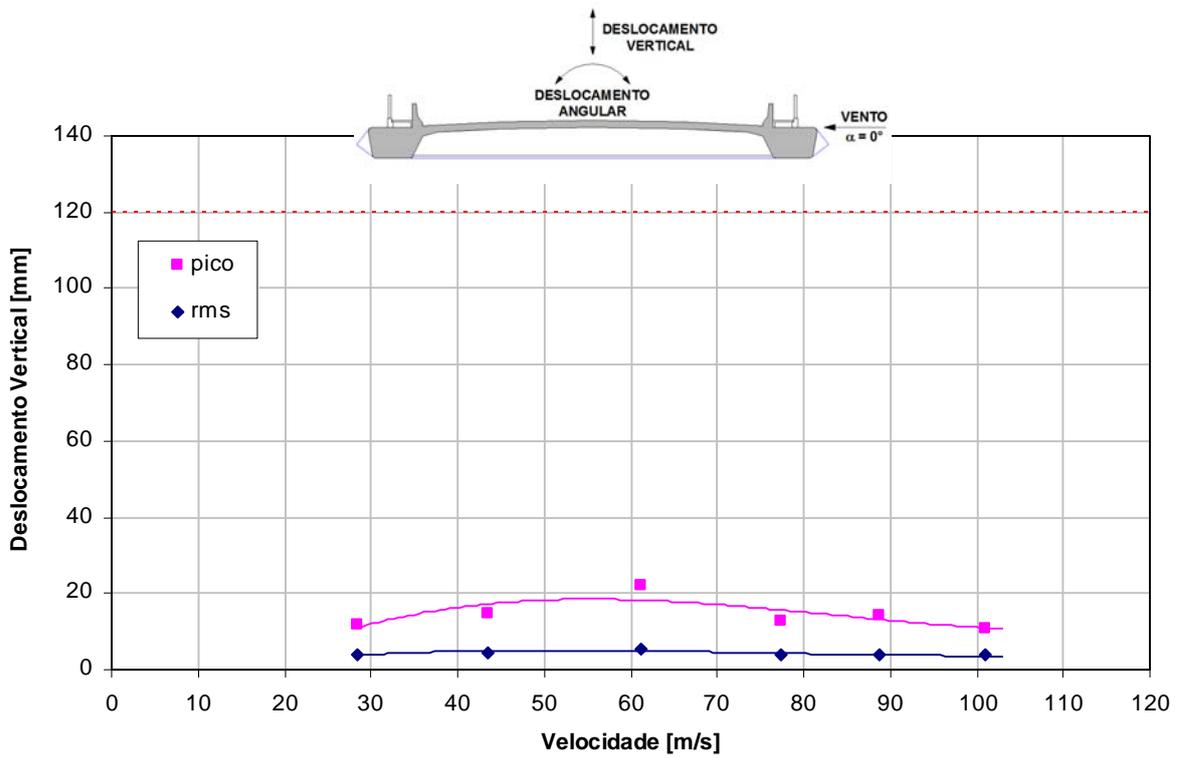


Fig. 5.25 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,24\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).

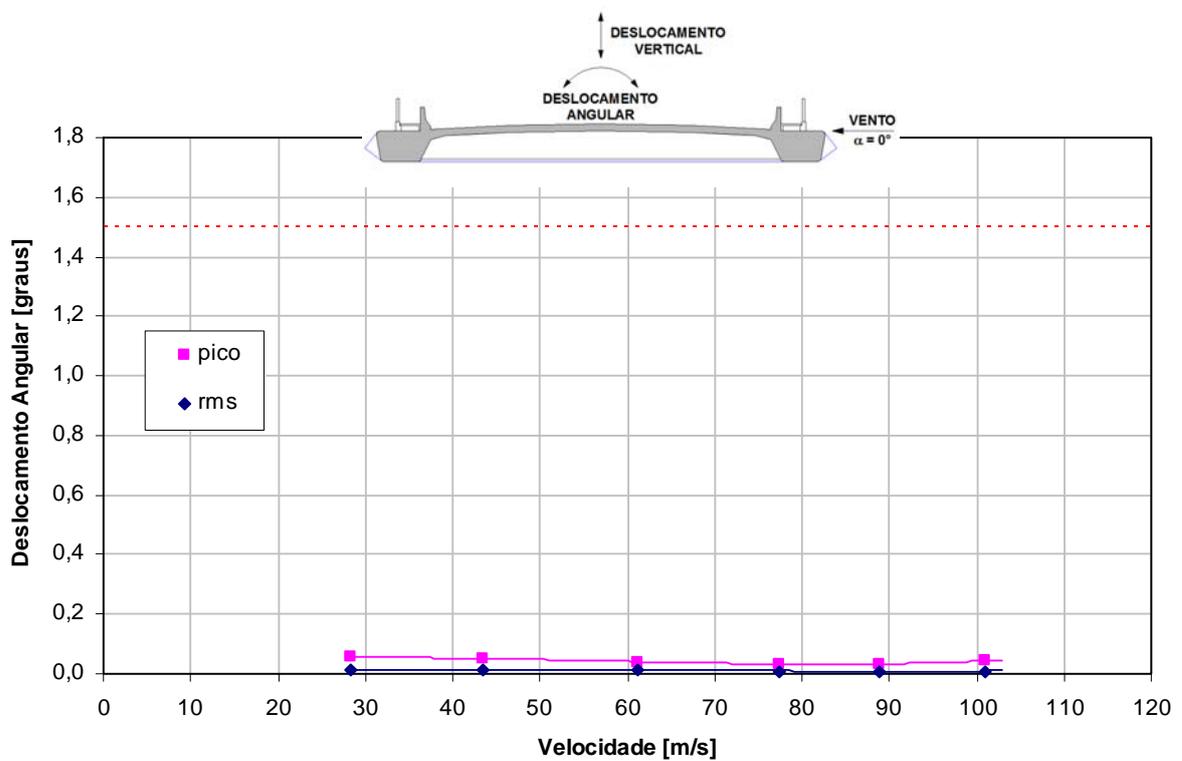


Fig. 5.26 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,45\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).

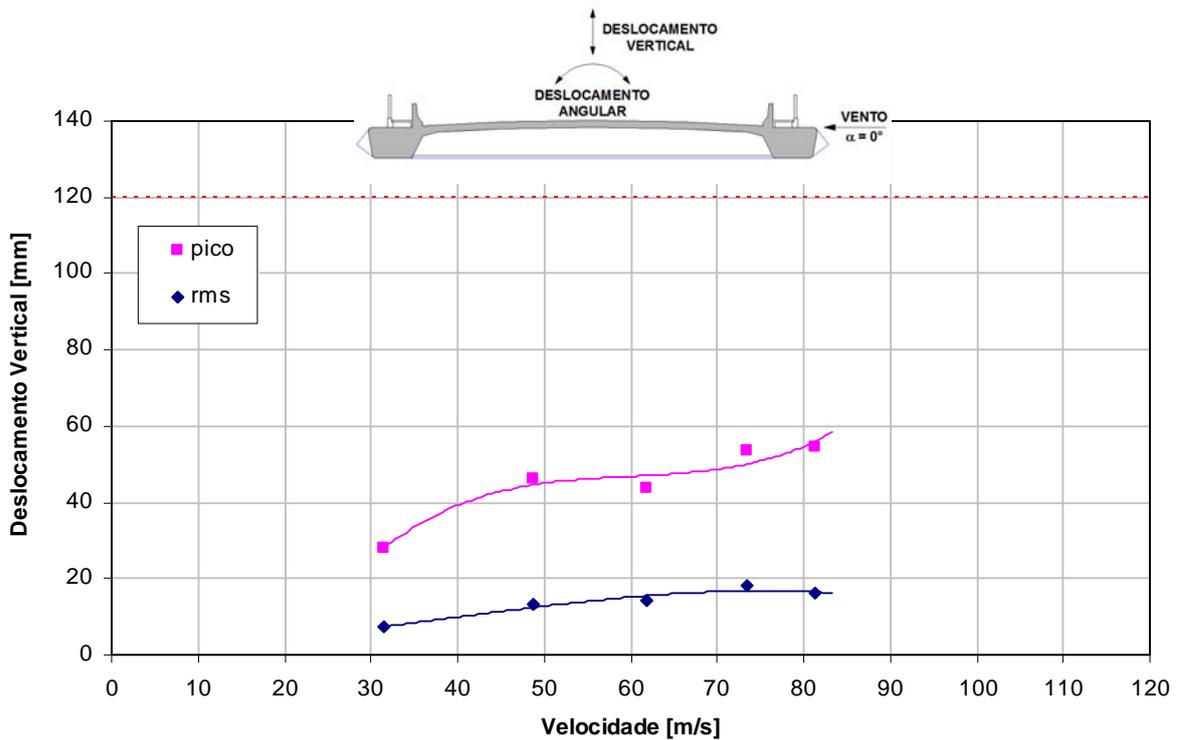


Fig. 5.27 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,24\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00).

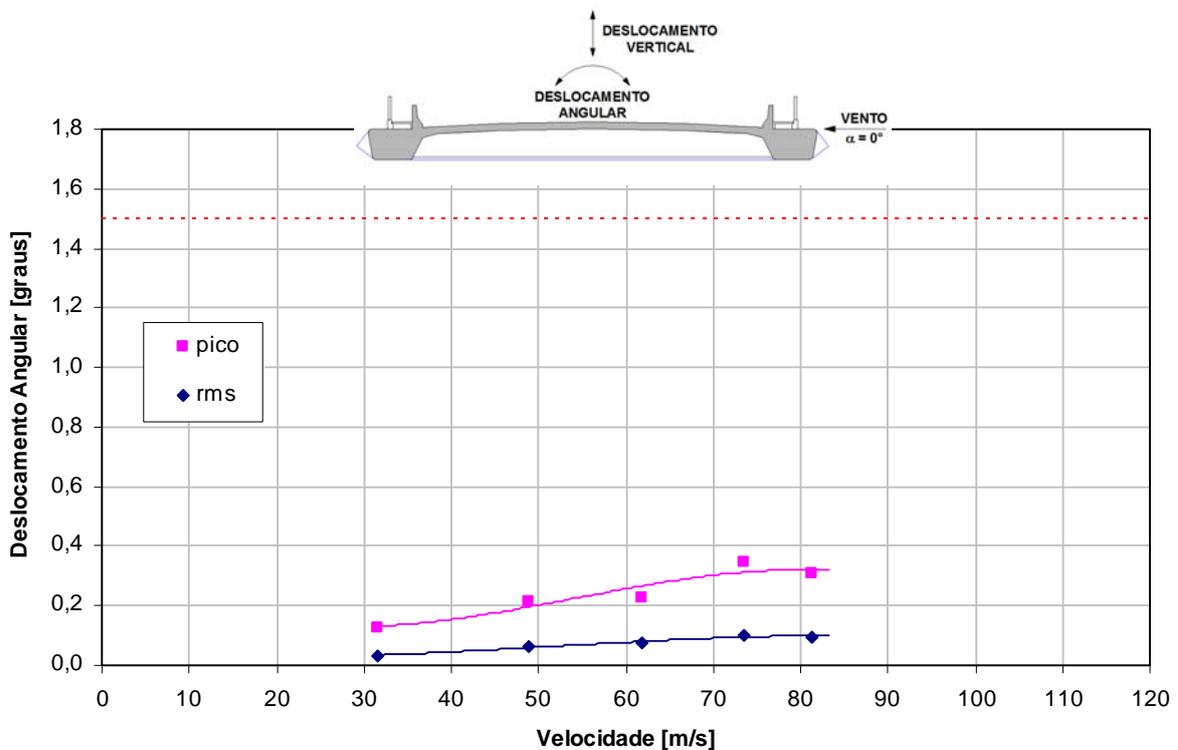


Fig. 5.28 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,45\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00).

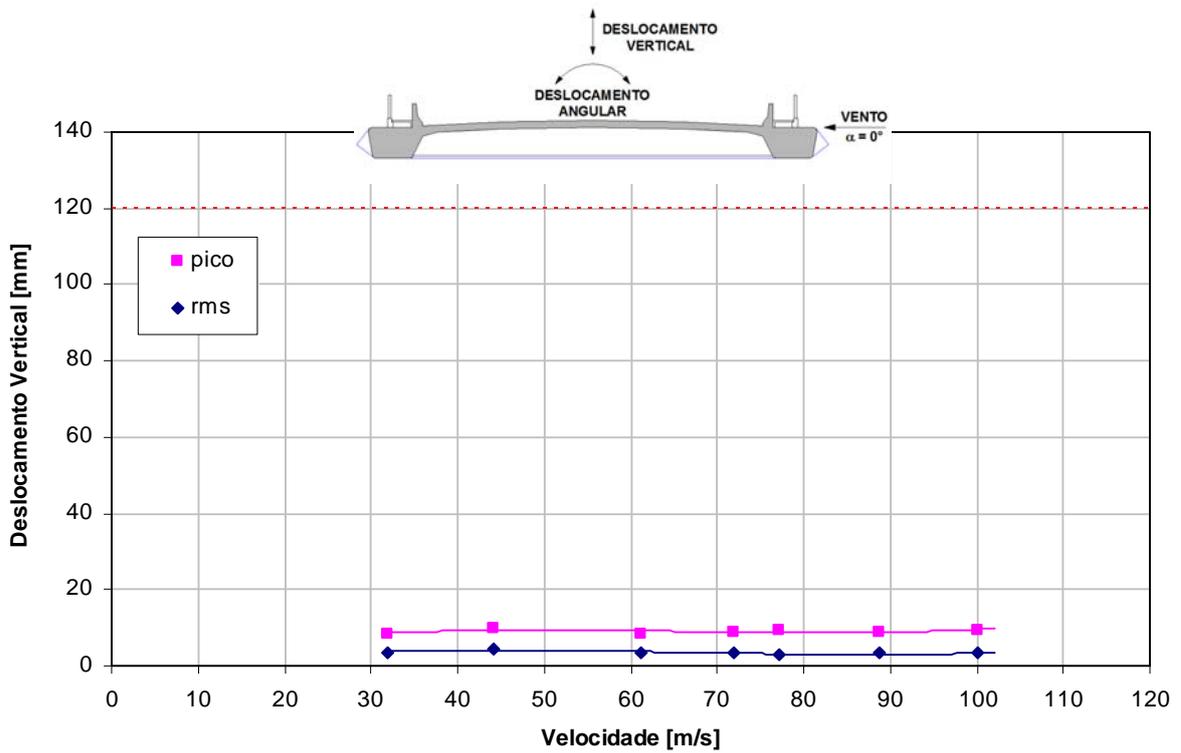


Fig. 5.29 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).

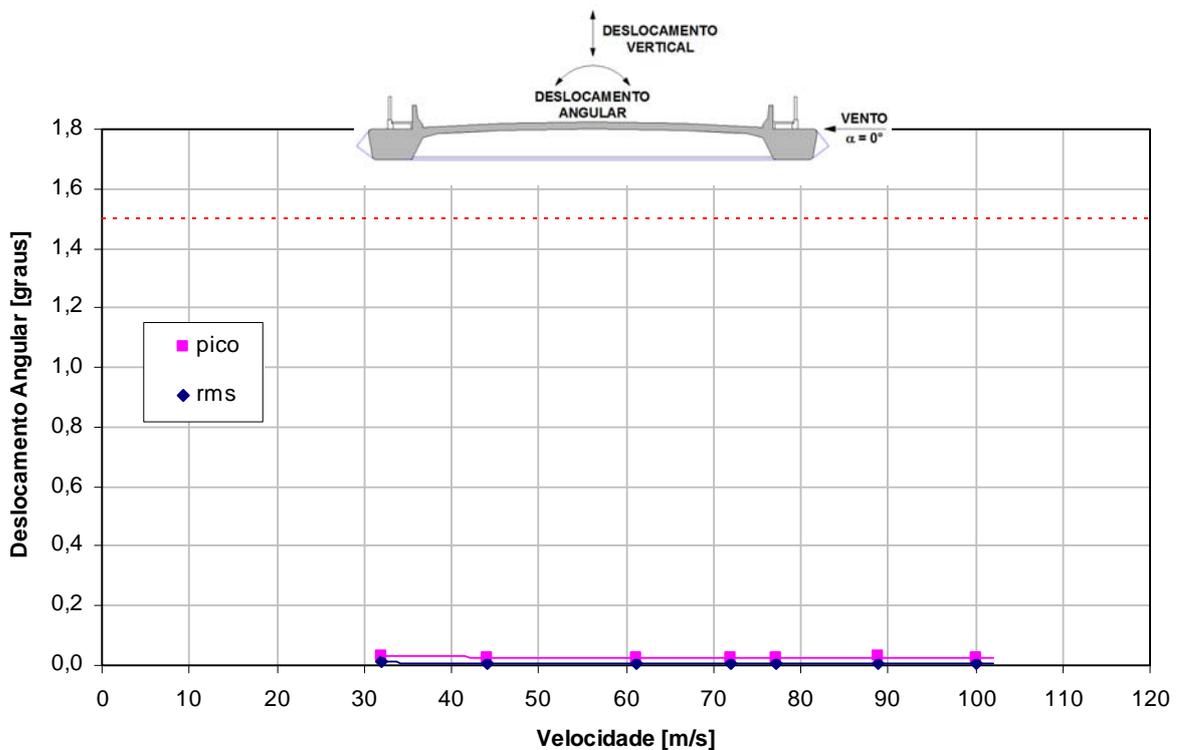


Fig. 5.30 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,06\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).

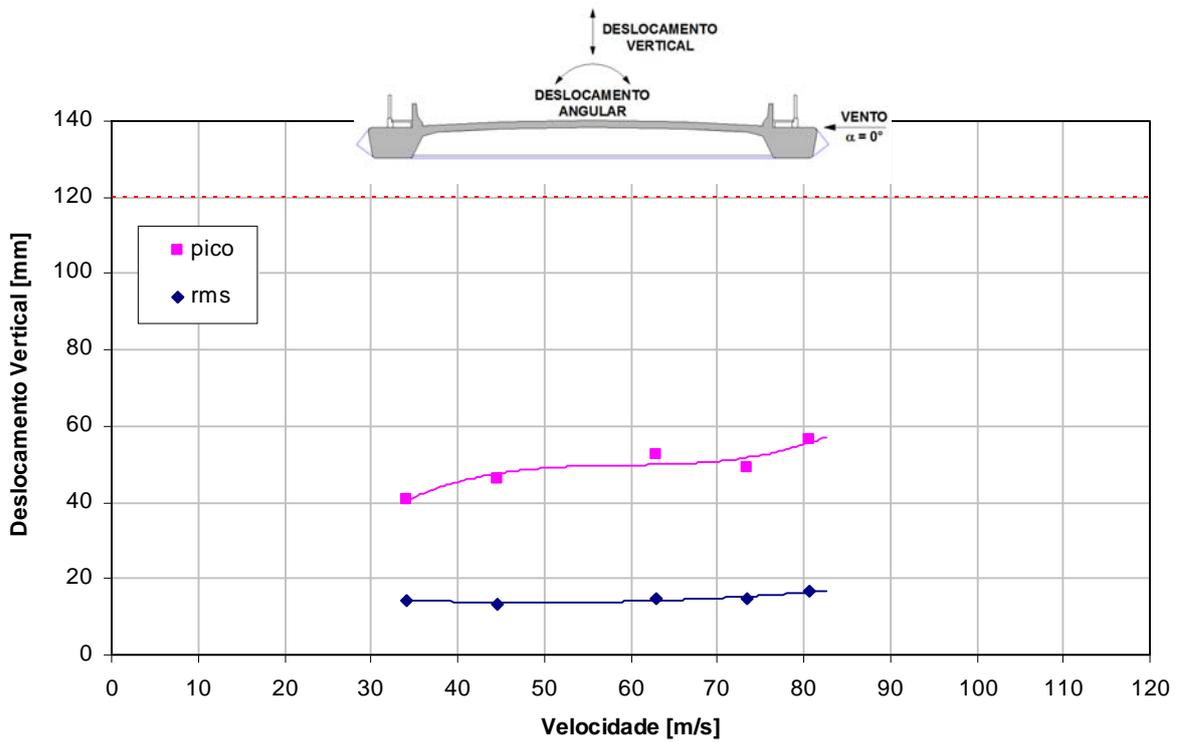


Fig. 5.31 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_00_T_00).

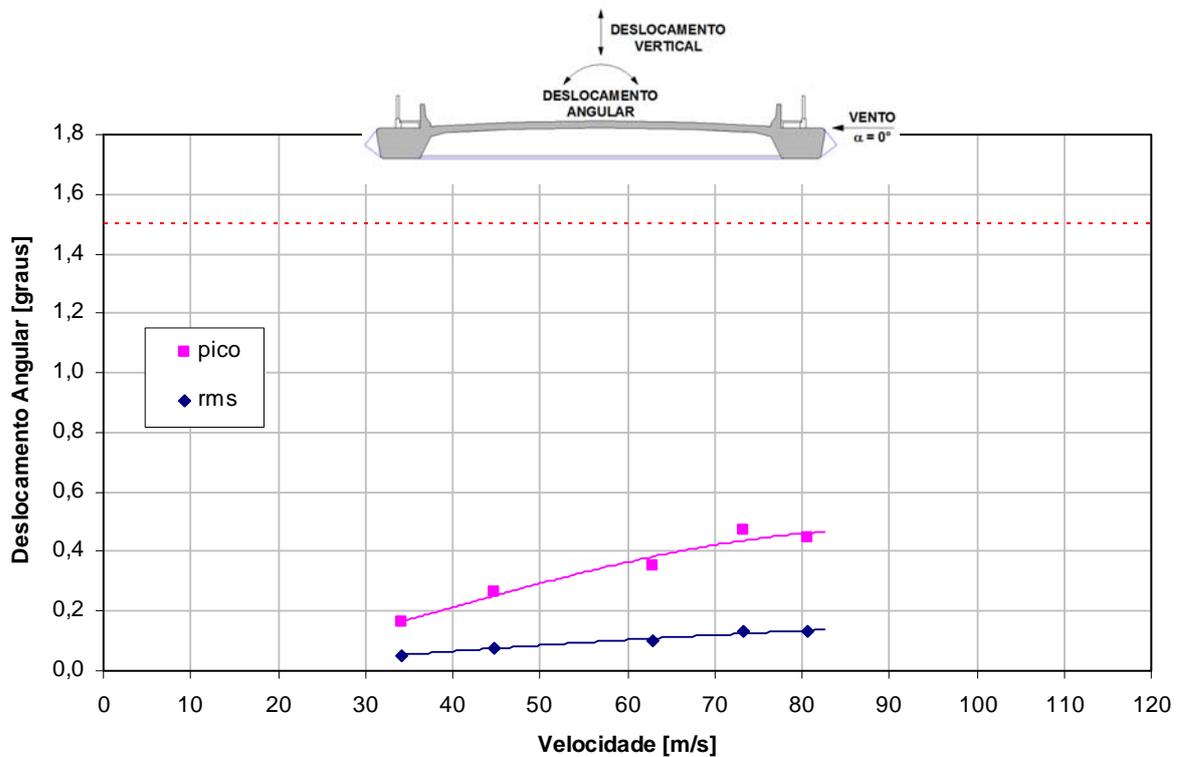


Fig. 5.32 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,06\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_00_T_00).

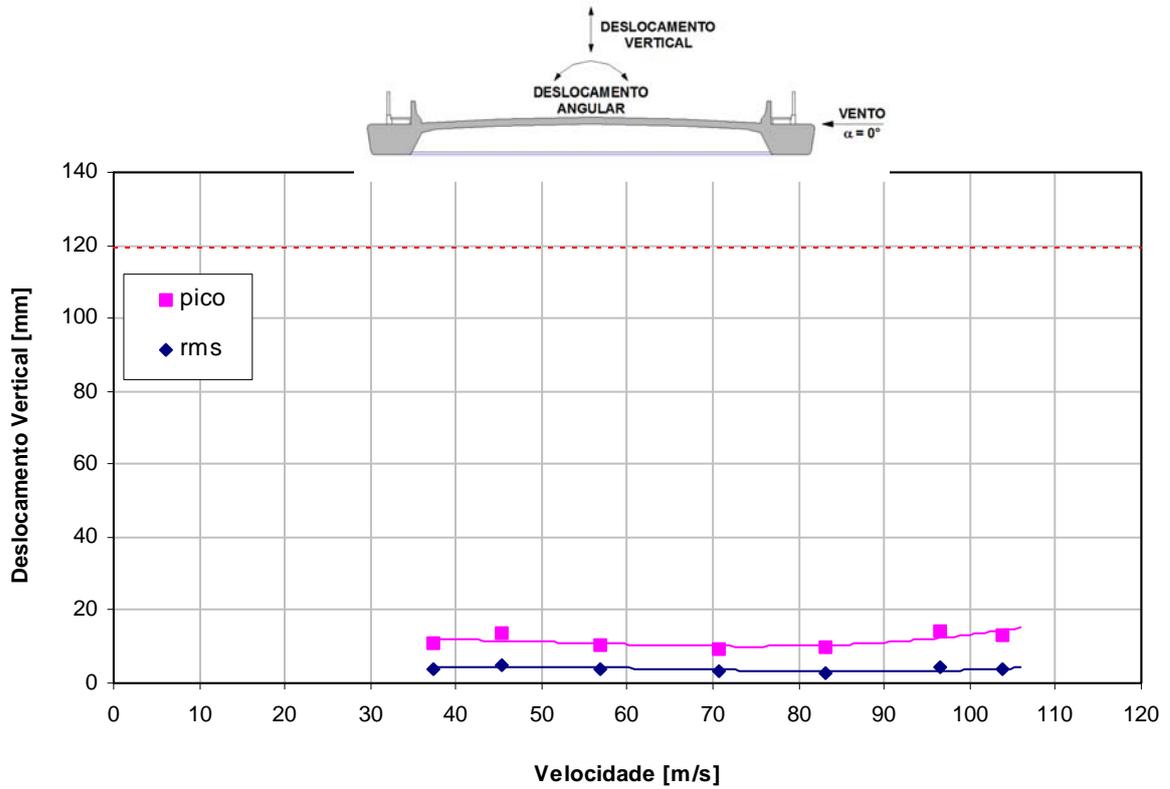


Fig. 5.33 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).

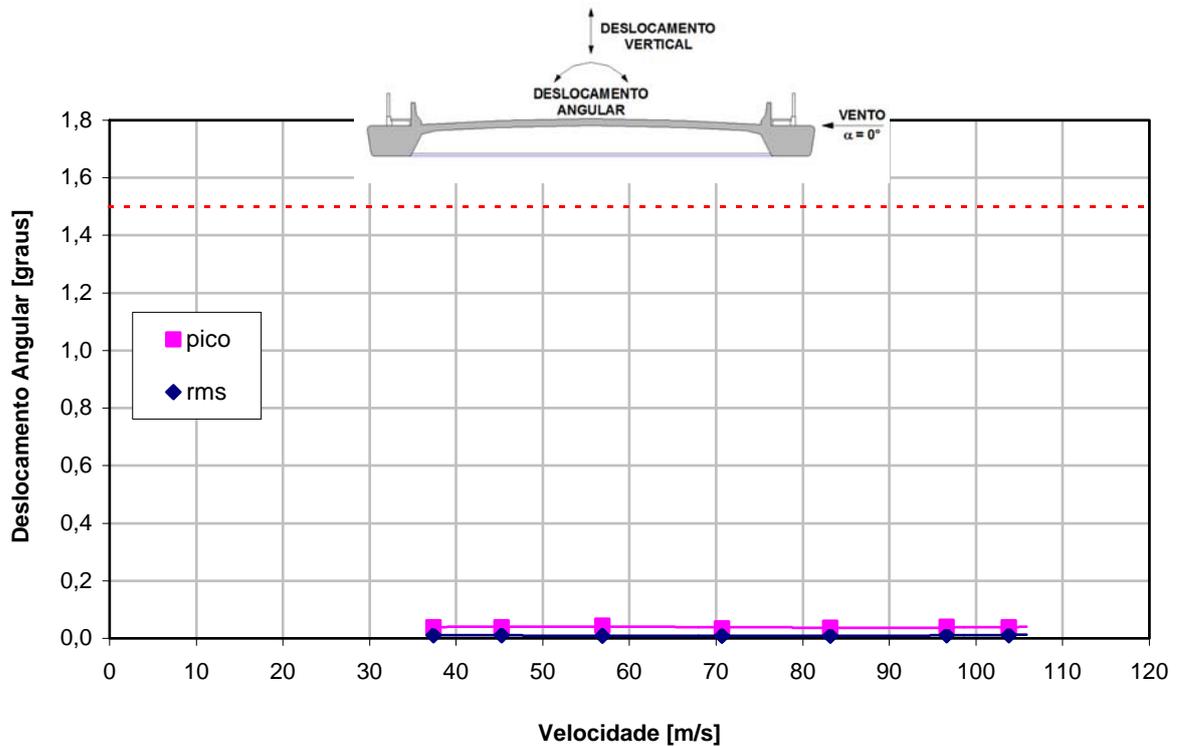


Fig. 5.34 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,05\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).

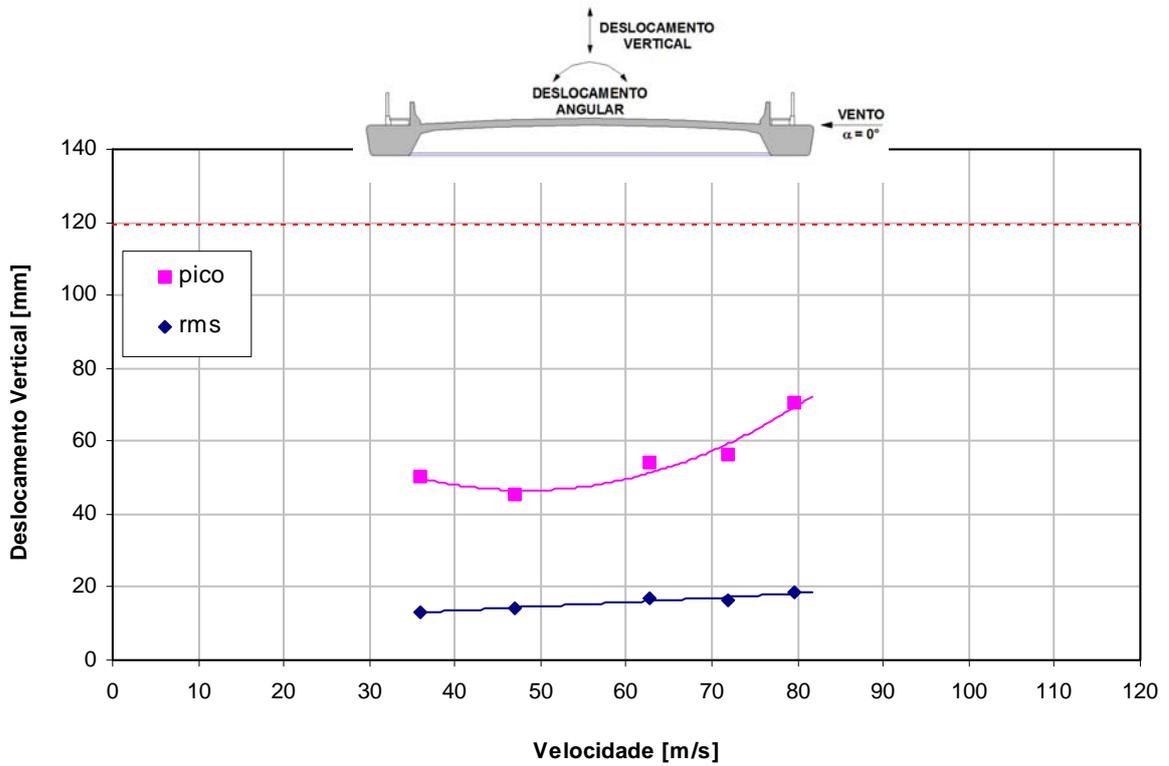


Fig. 5.35 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PC_00_T_00).

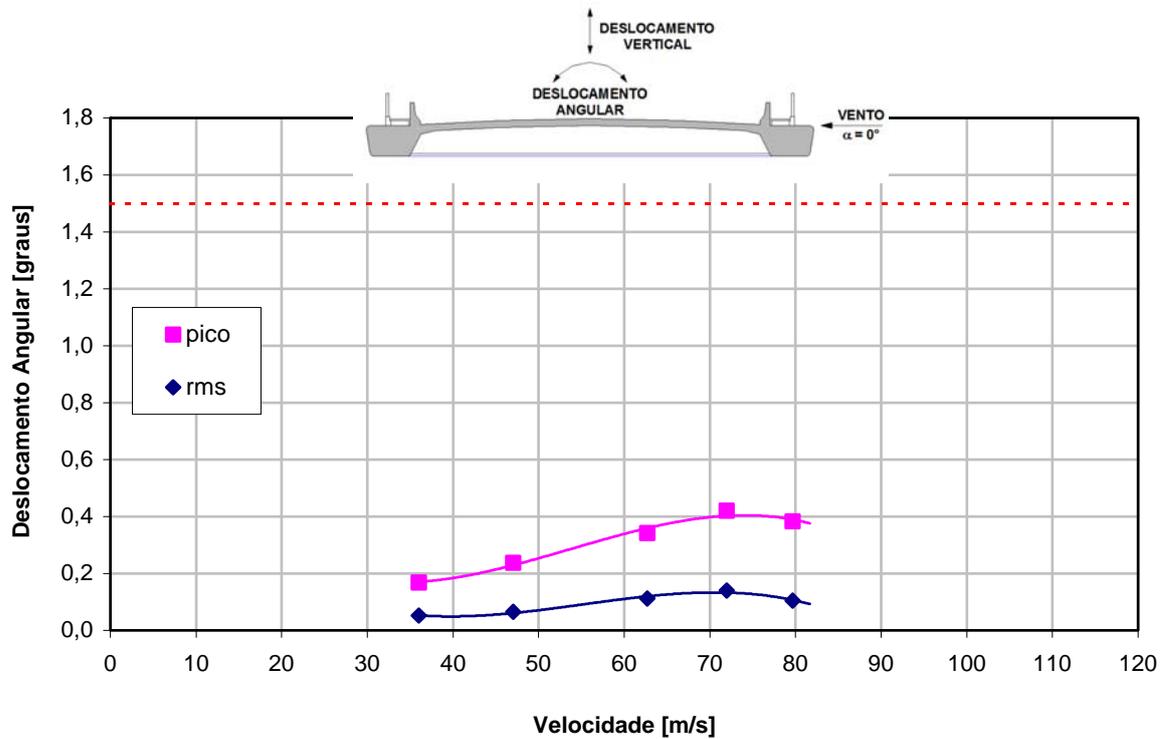


Fig. 5.36 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,05\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PC_00_T_00).

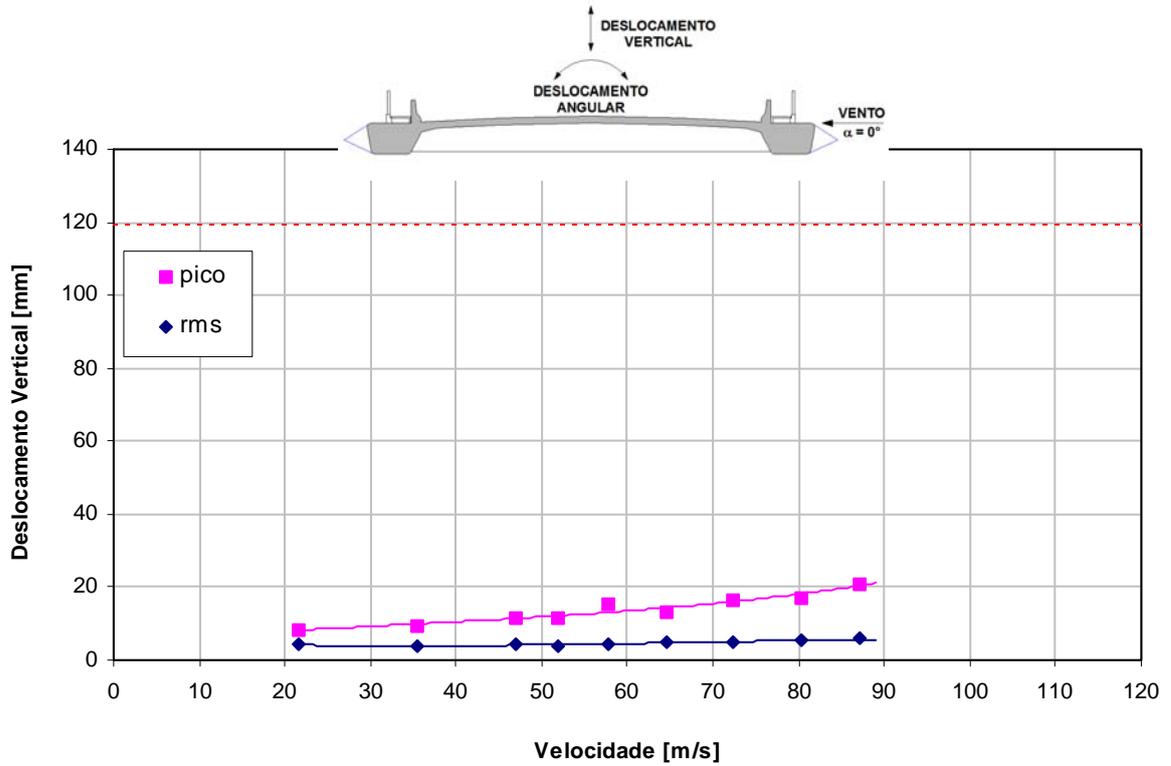


Fig. 5.37 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_00_S_00).

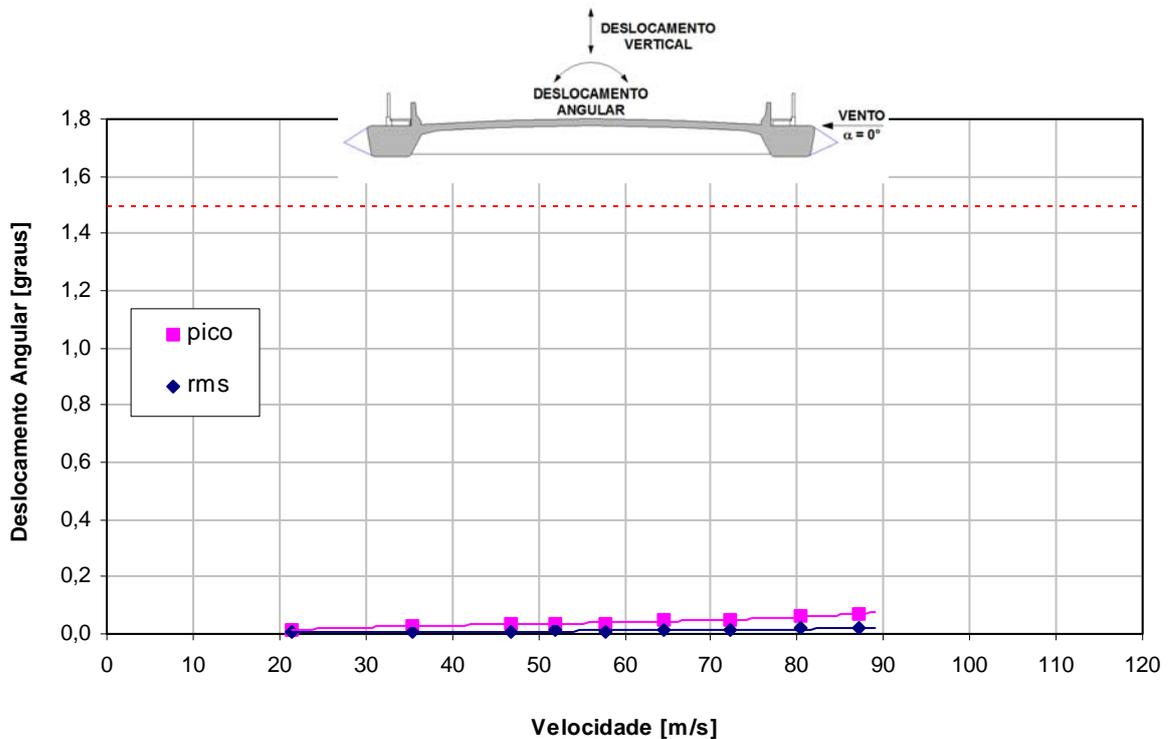


Fig. 5.38 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_00_S_00).

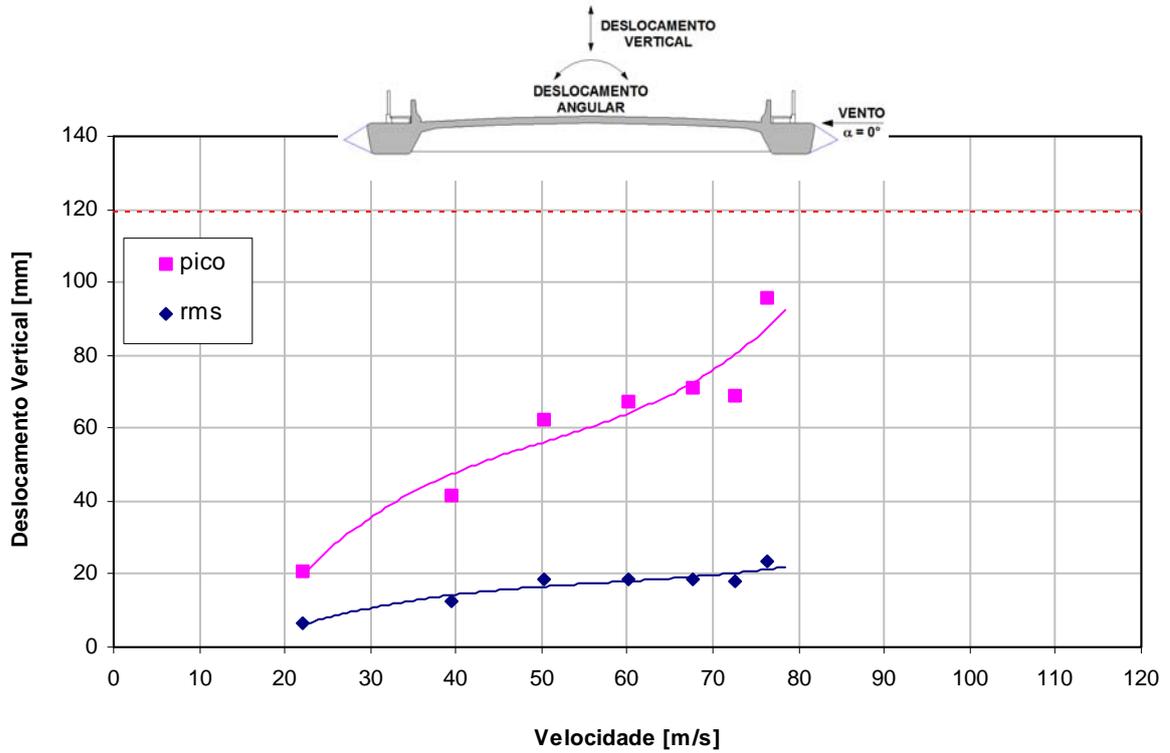


Fig. 5.39 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_T_00).

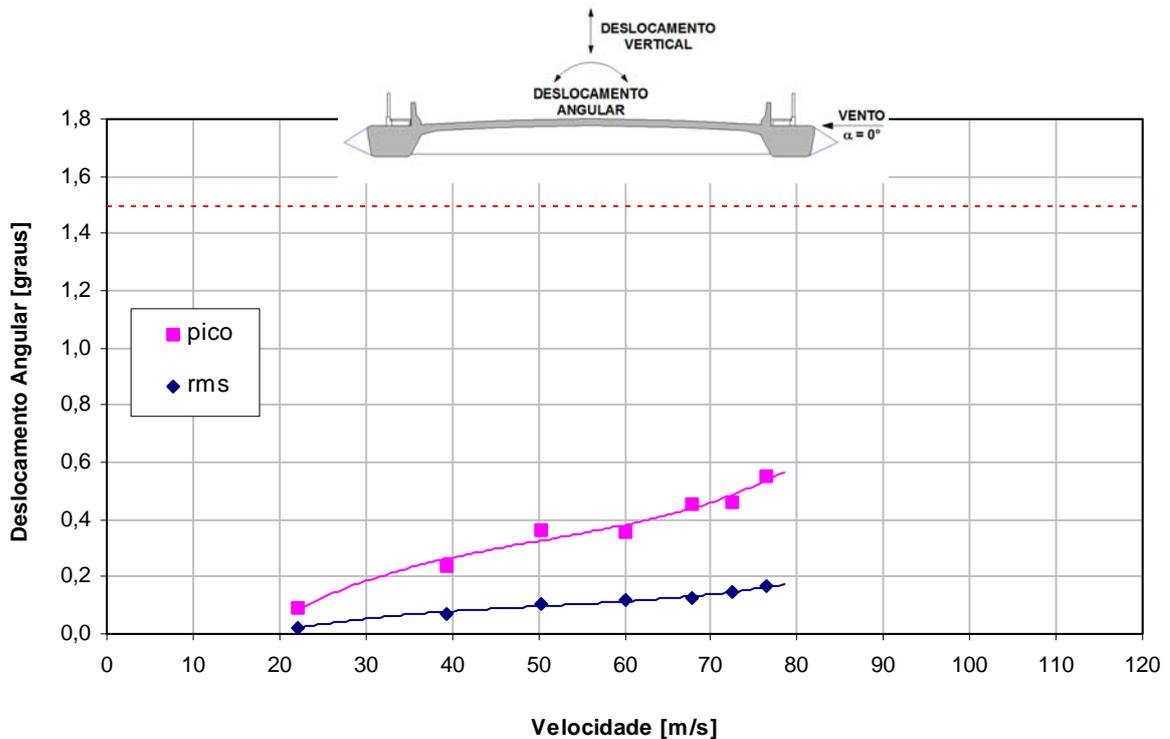


Fig. 5.40 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,16\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_T_00).

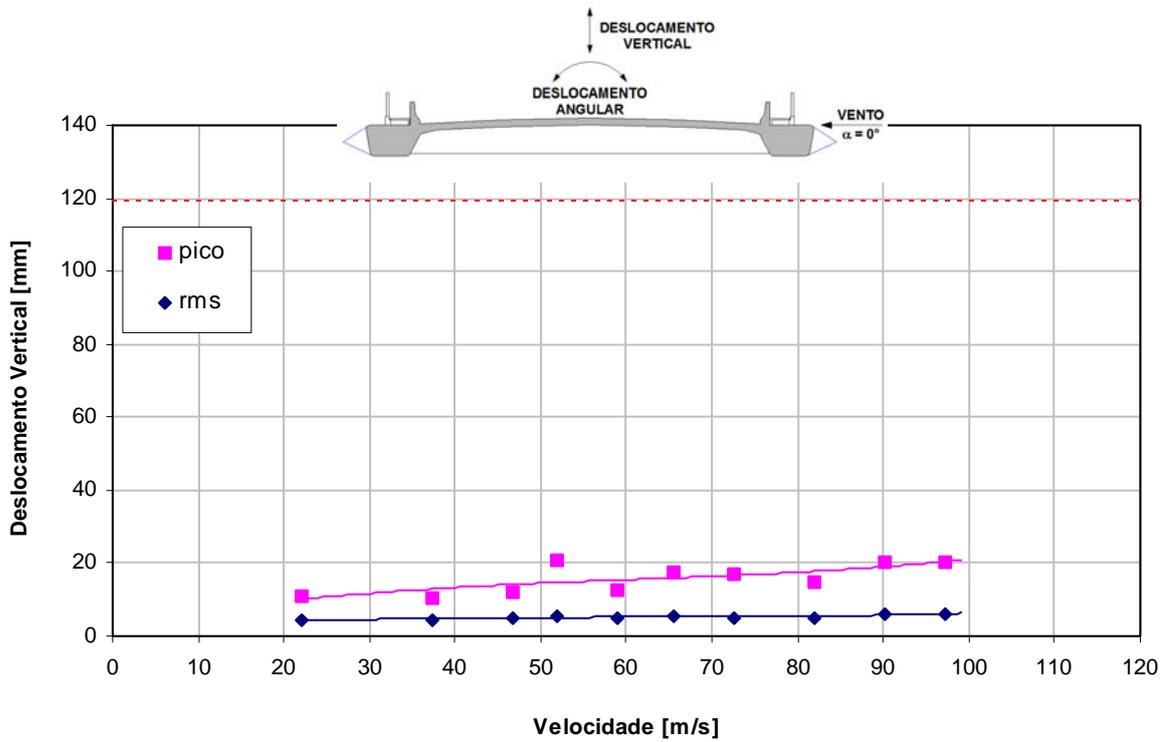


Fig. 5.41 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,26\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_33_S_00).

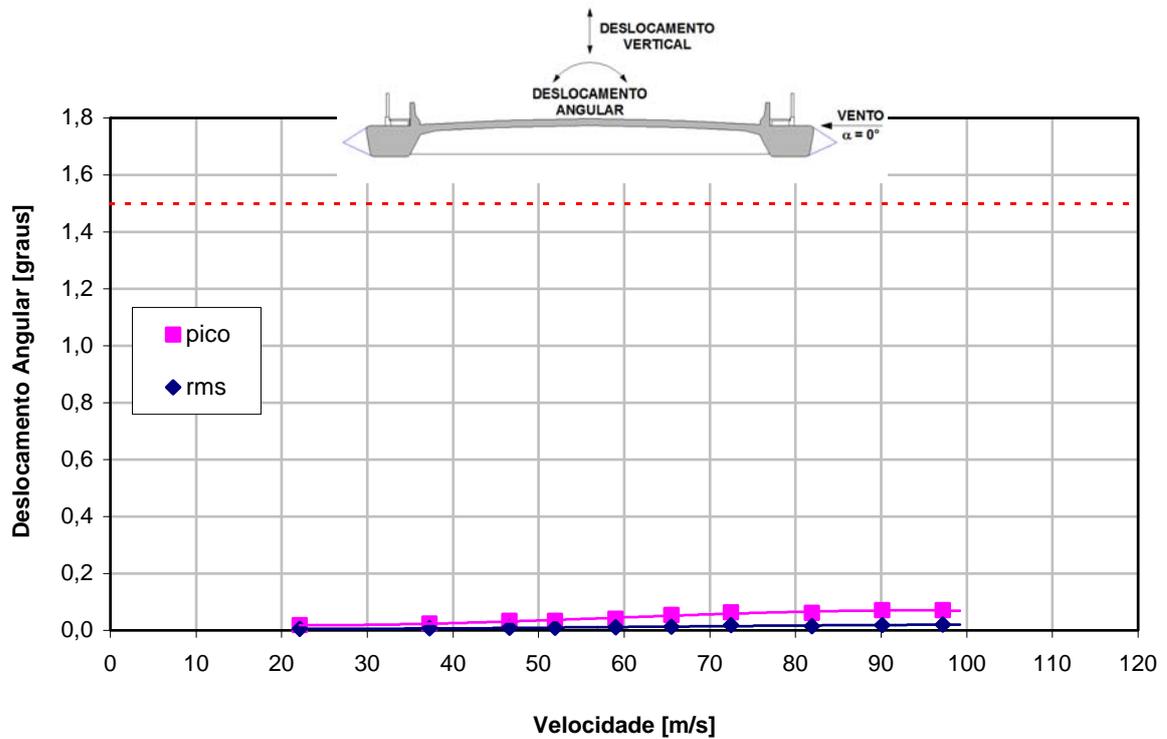


Fig. 5.42 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,32\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_33_S_00).

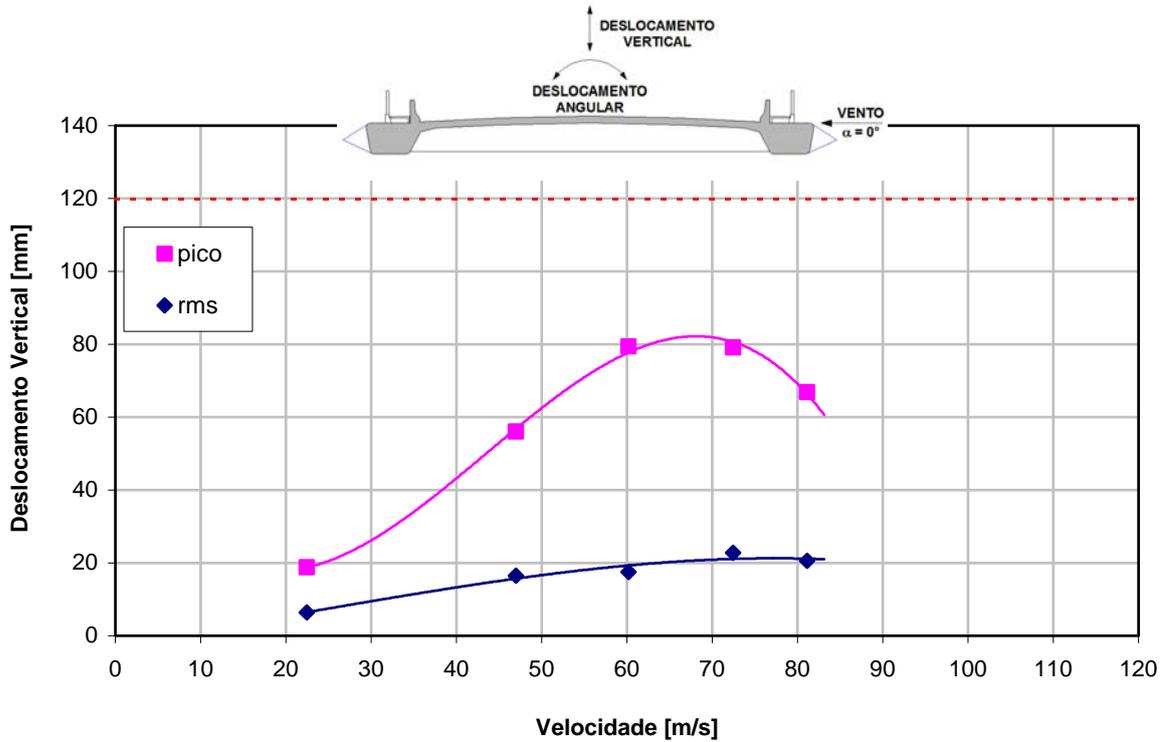


Fig. 5.43 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,26\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_T_00).

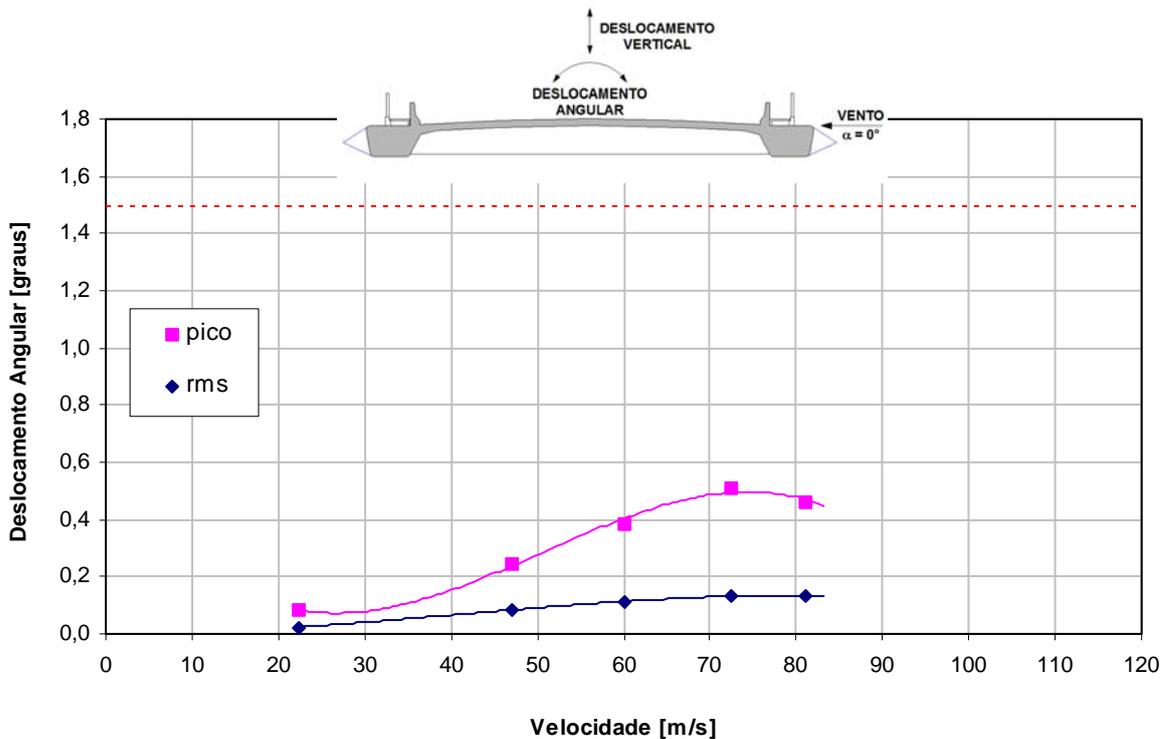


Fig. 5.44 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,32\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_T_00).

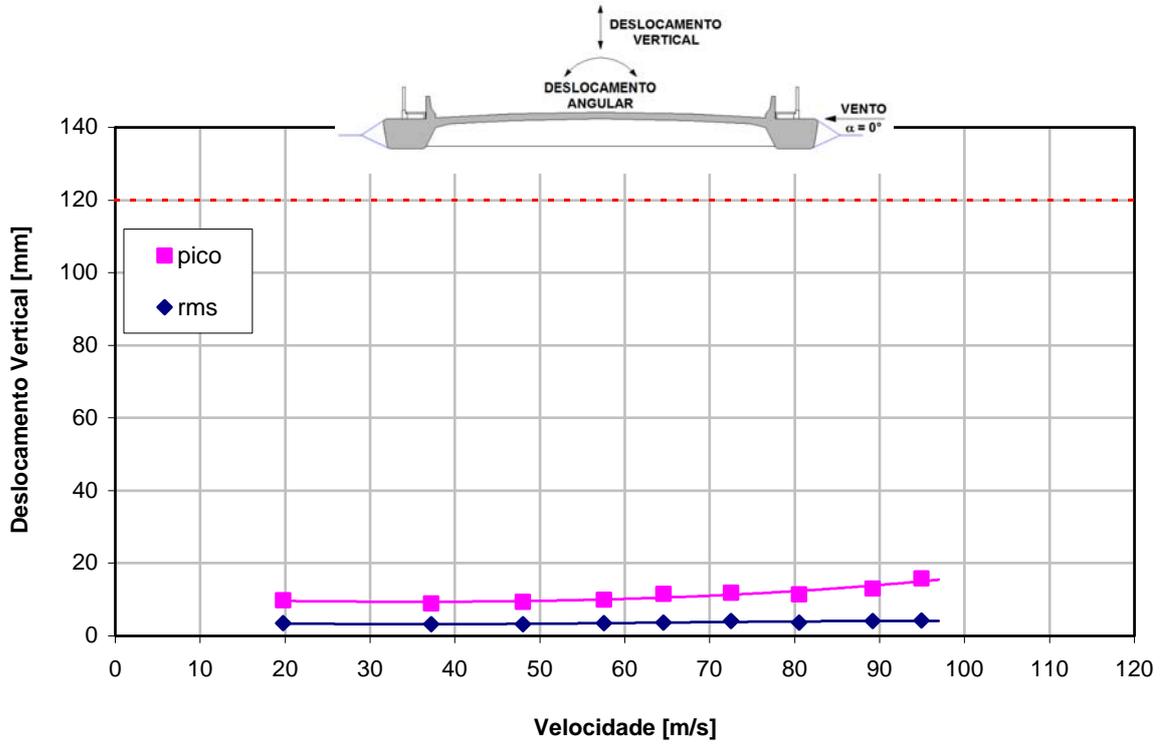


Fig. 5.45 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,28\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).

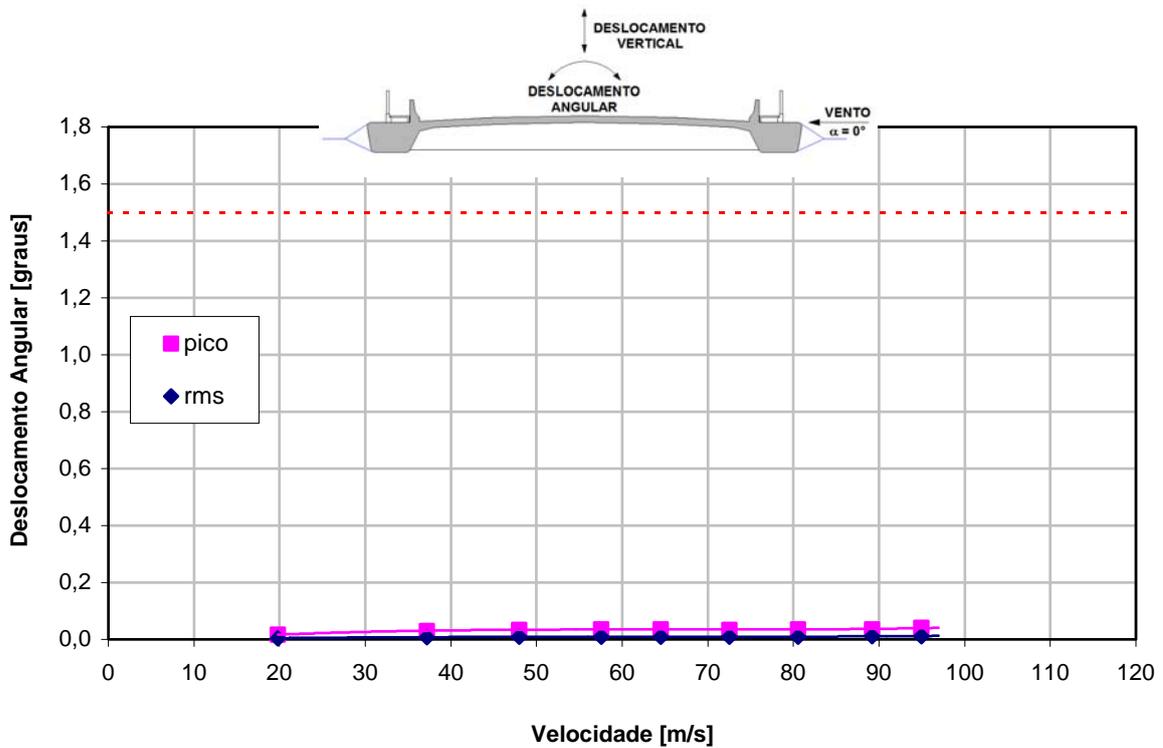


Fig. 5.46 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,34\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).

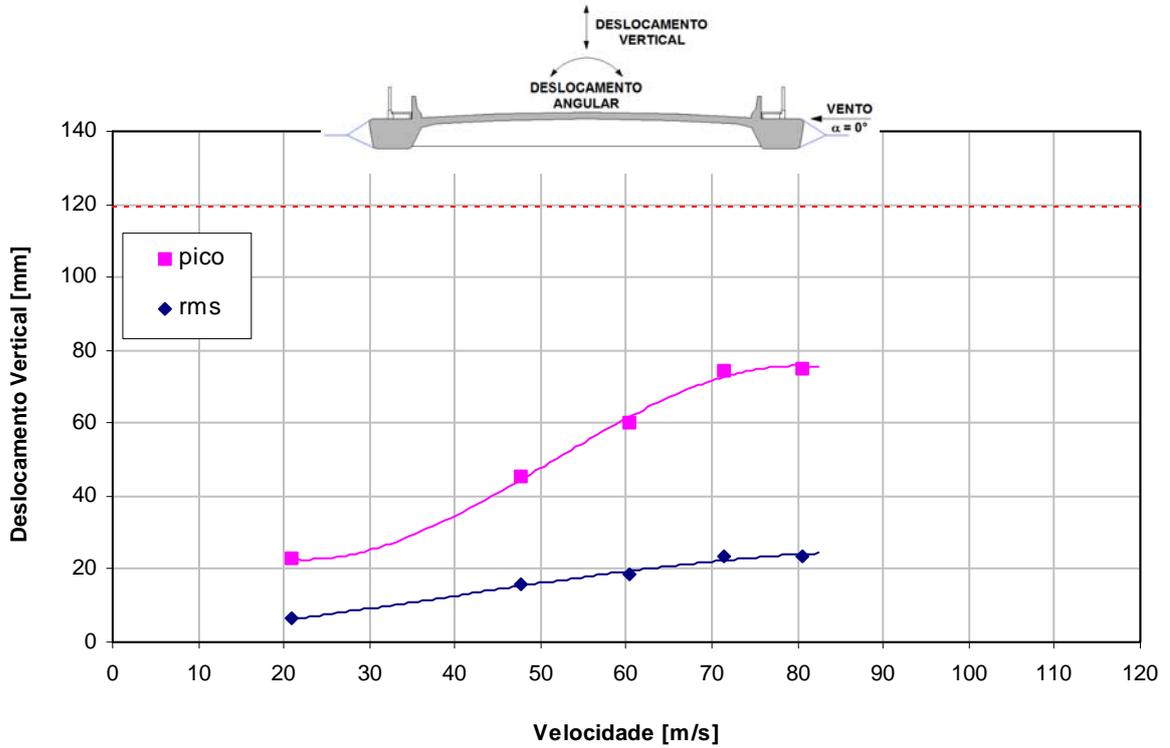


Fig. 5.47 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,28\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_33_T_00).

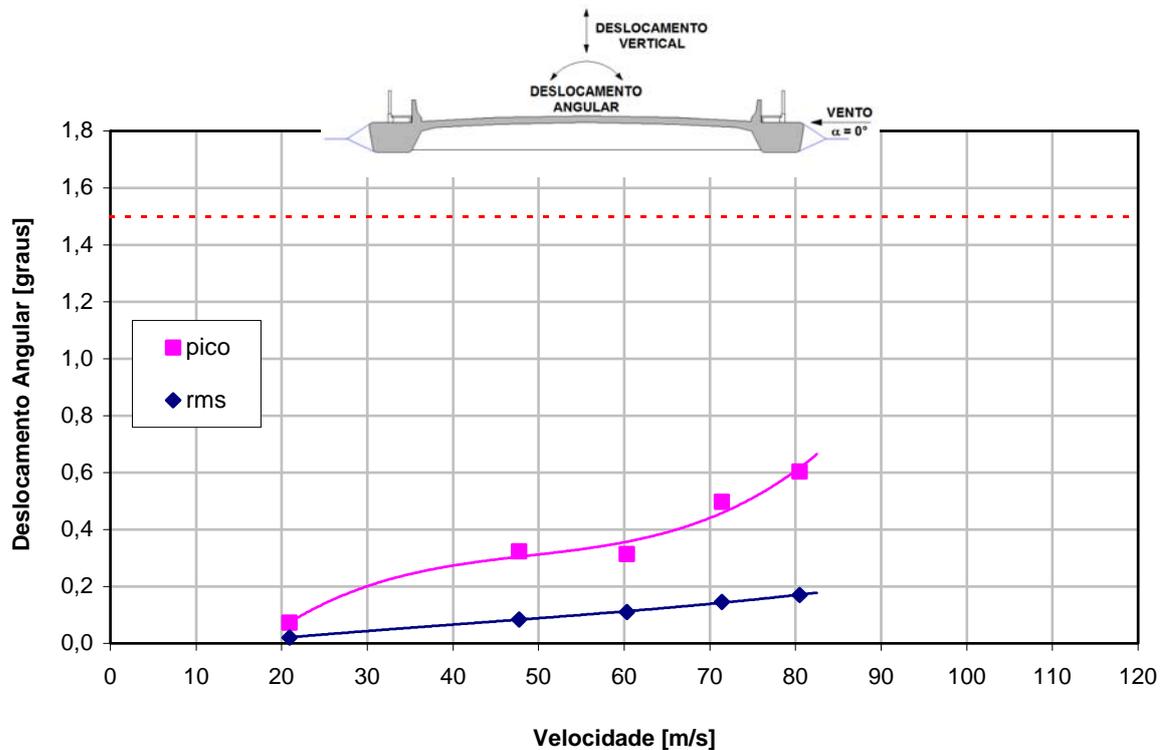


Fig. 5.48 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,34\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_33_T_00).

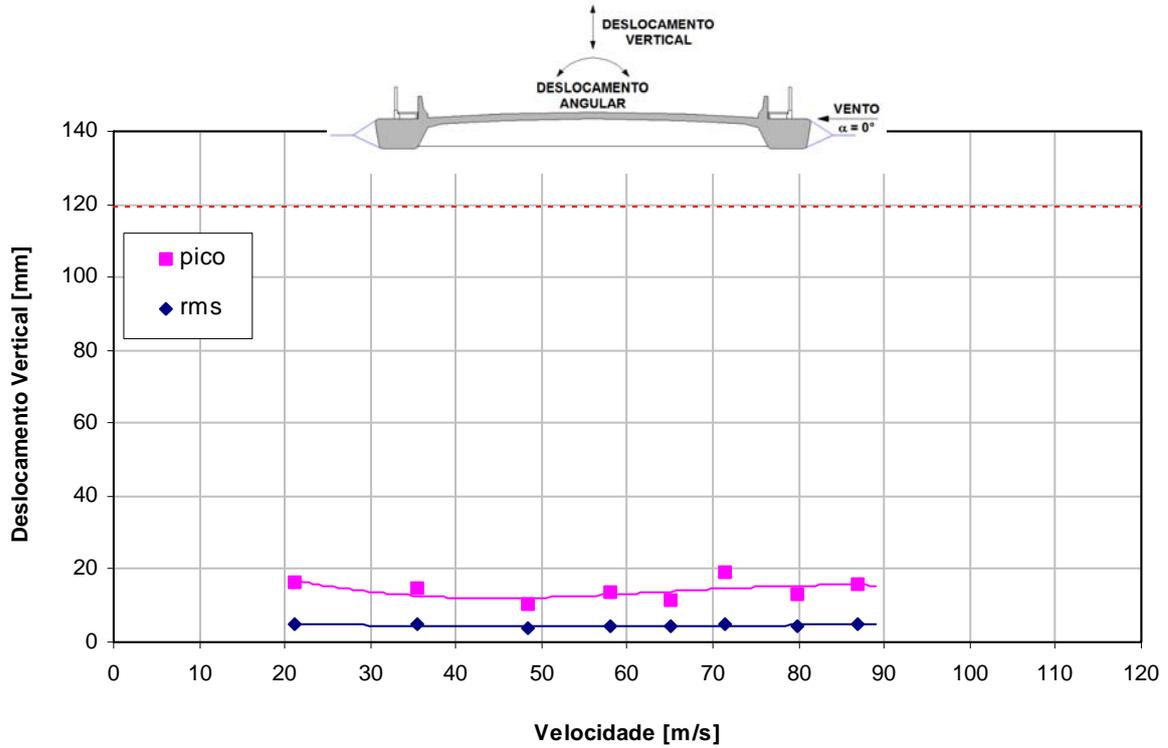


Fig. 5.49 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,25\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).

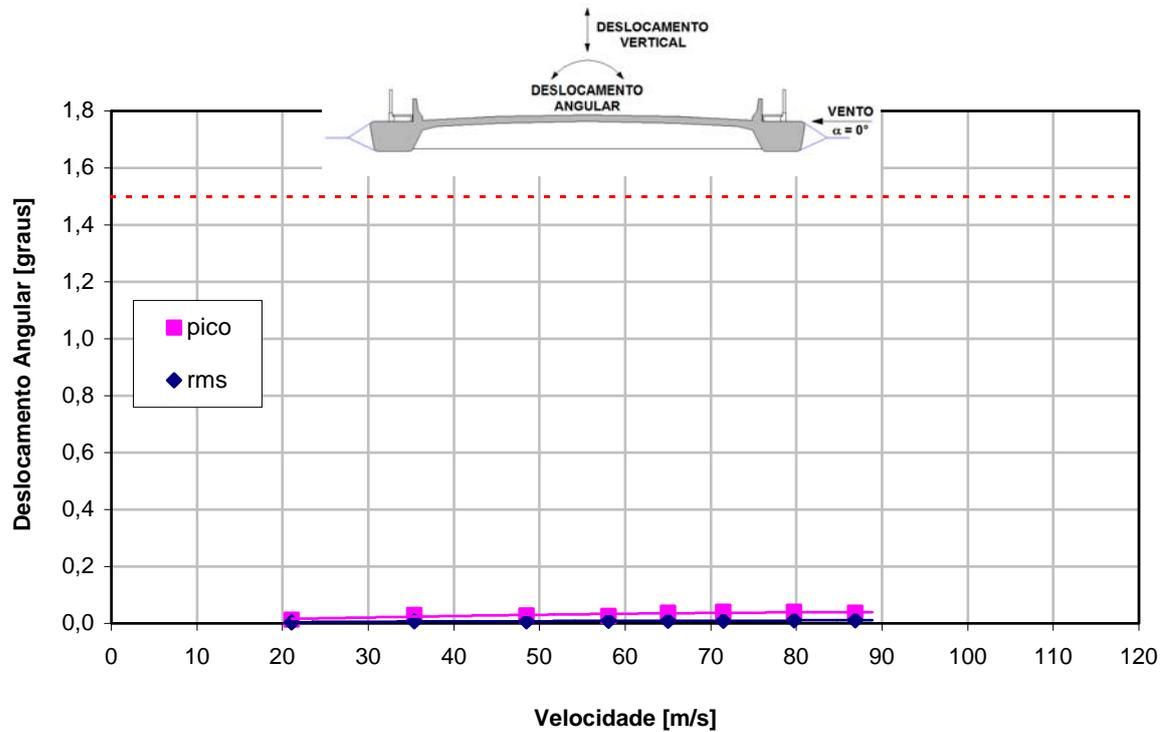


Fig. 5.50 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).

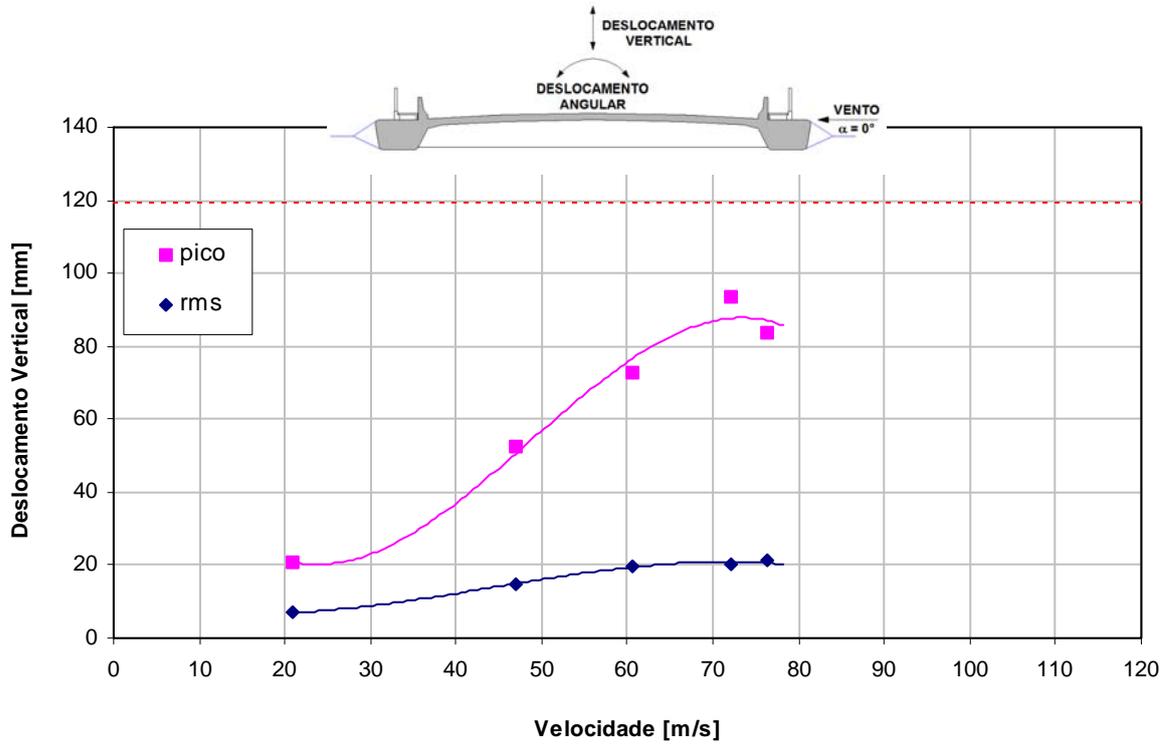


Fig. 5.51 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento para $\zeta_h = 0,25\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_00_T_00).

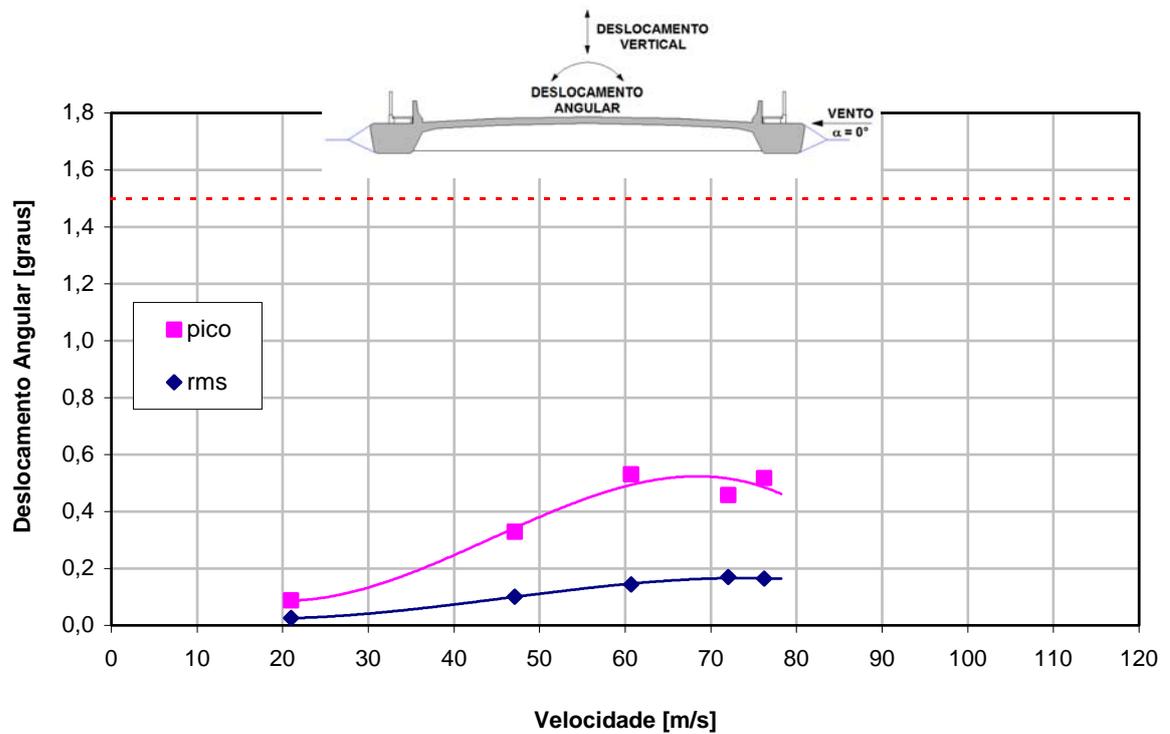


Fig. 5.52 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento para $\zeta_\theta = 0,20\%$. Valores referentes ao protótipo, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_00_T_00).

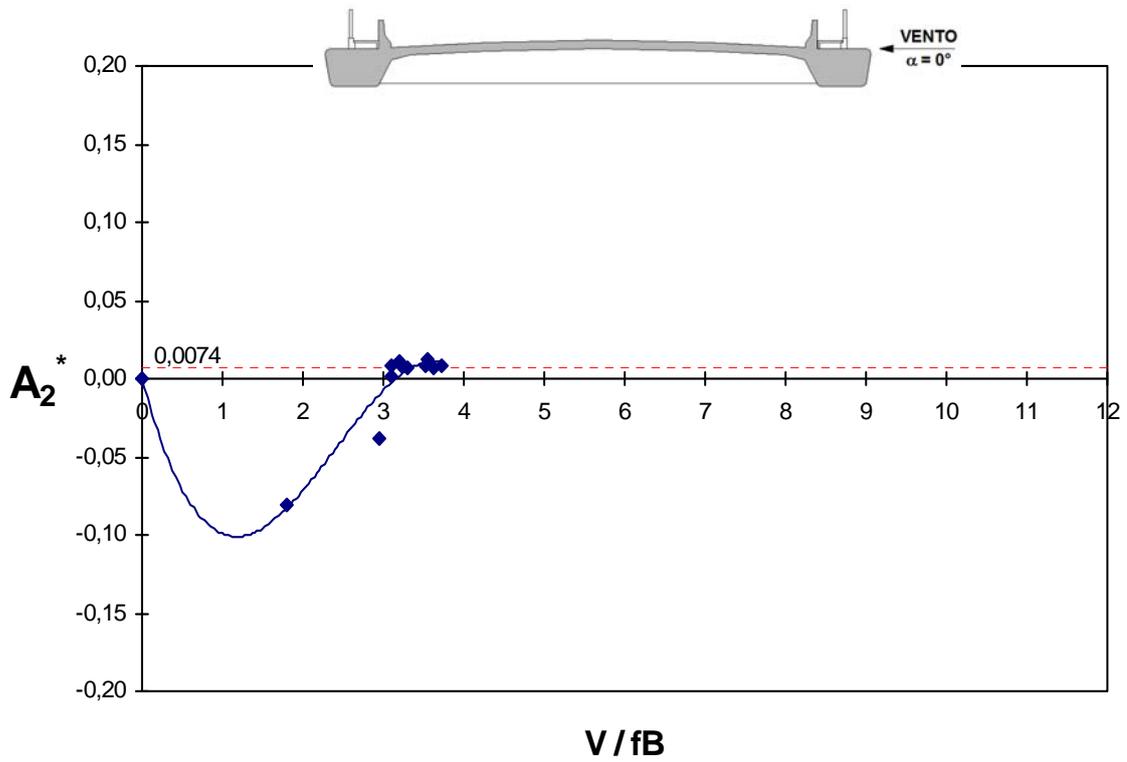


Fig. 5.53 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).

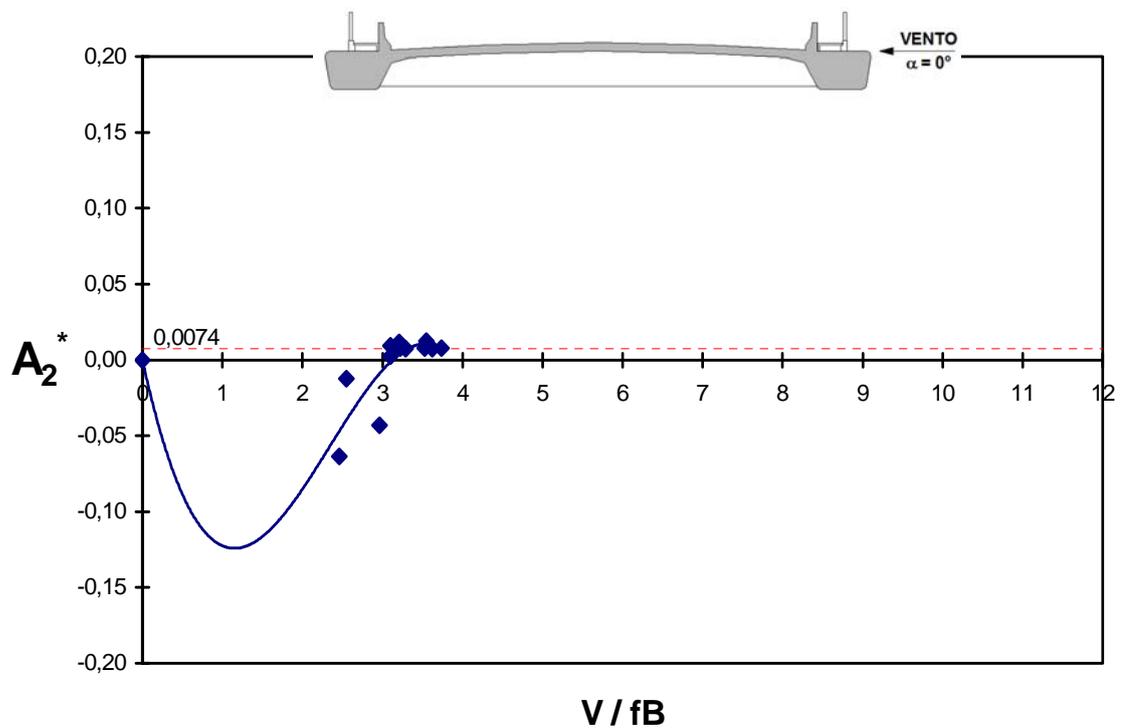


Fig. 5.54 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).

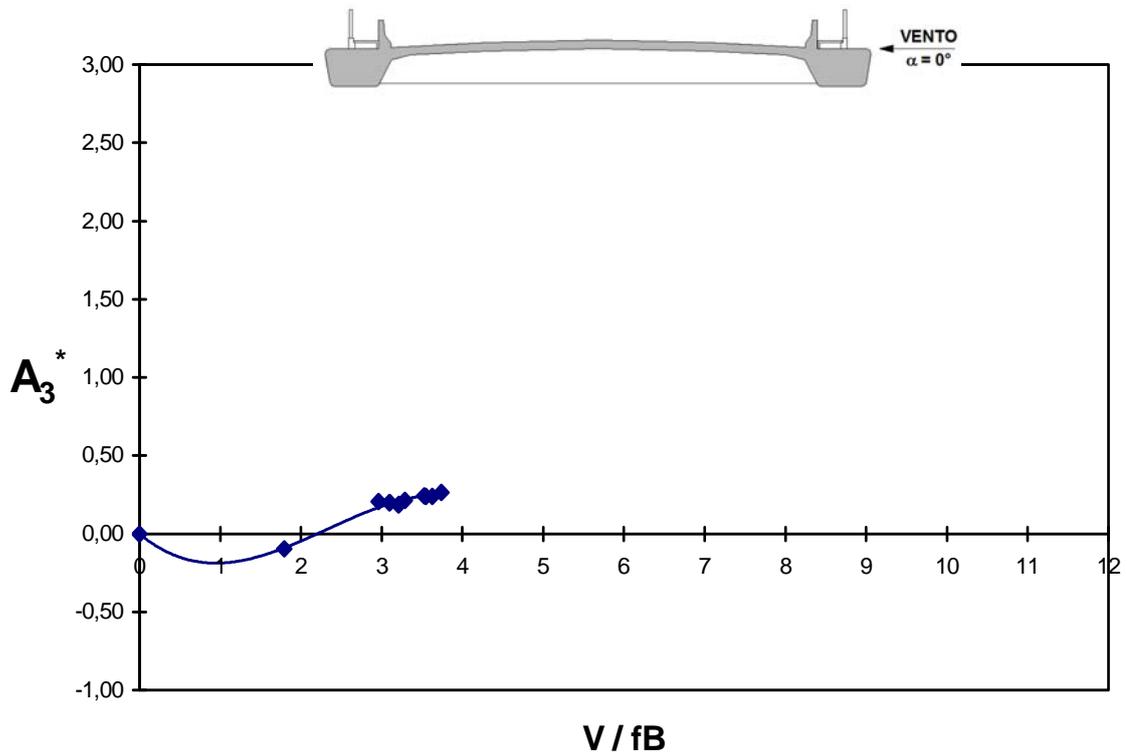


Fig. 5.55 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).

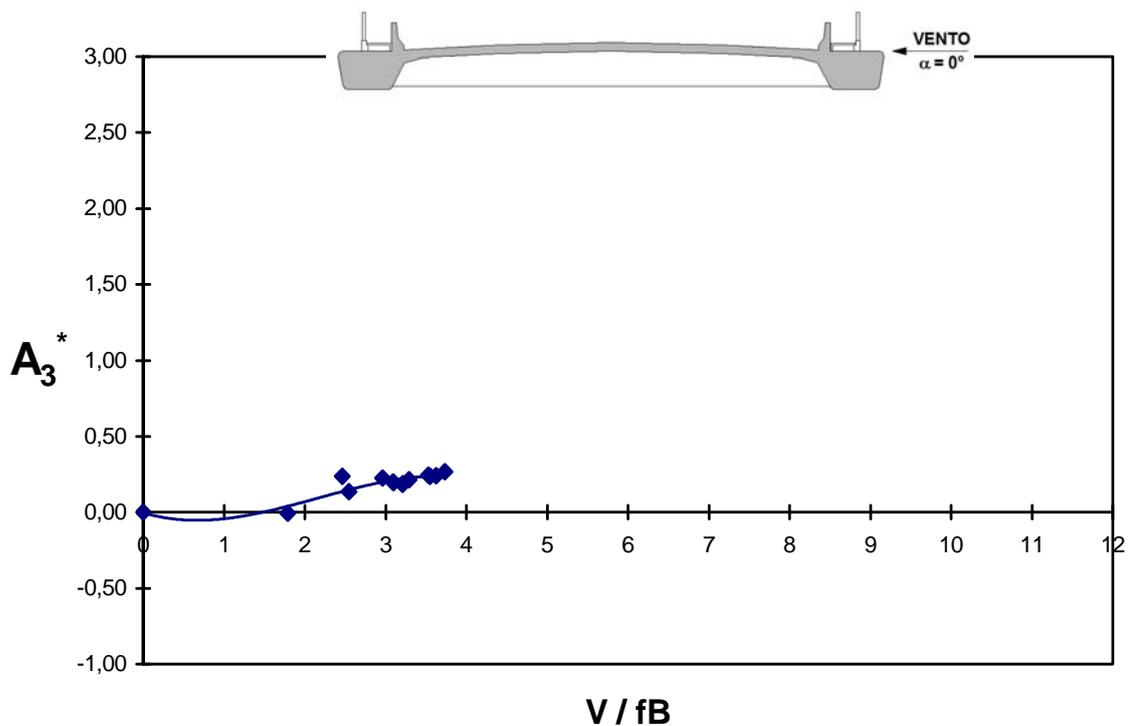


Fig. 5.56 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).

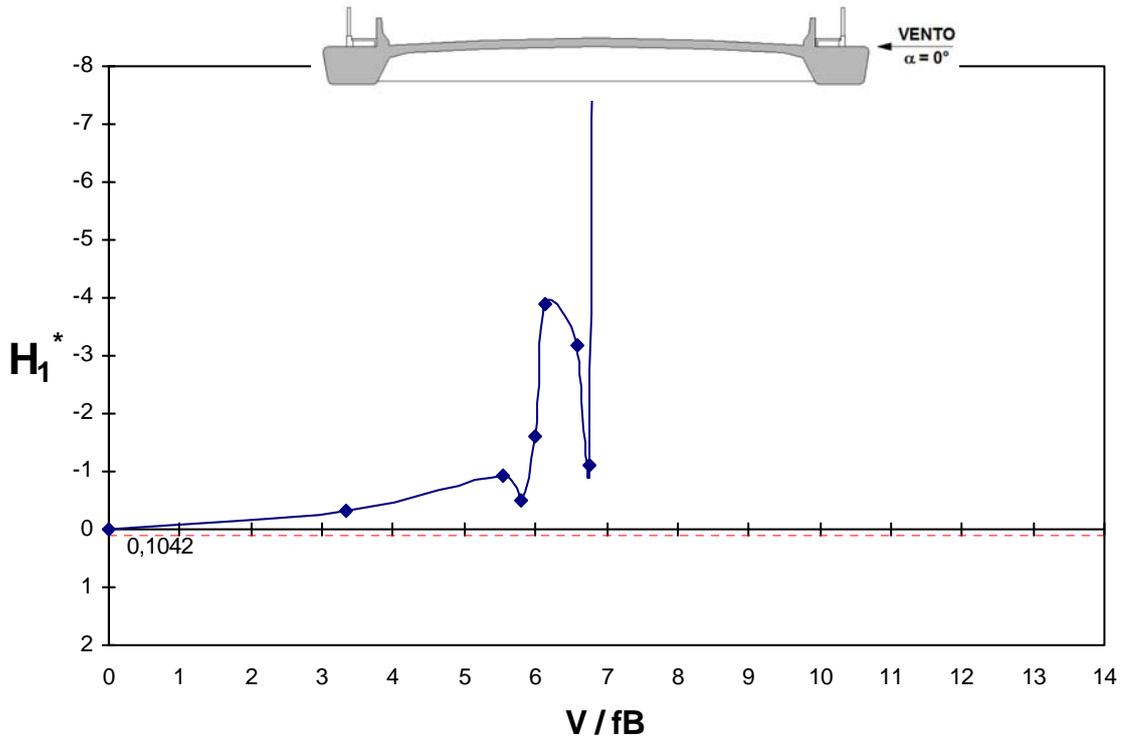


Fig. 5.57 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).

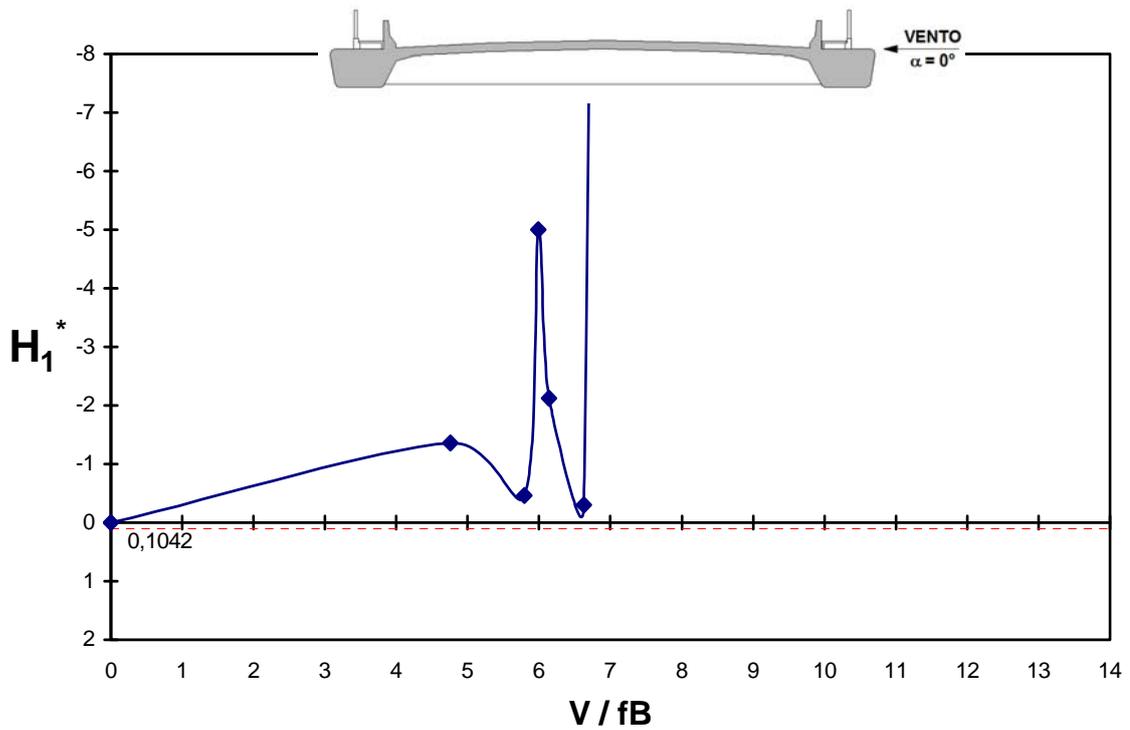


Fig. 5.58 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_00_S_00).

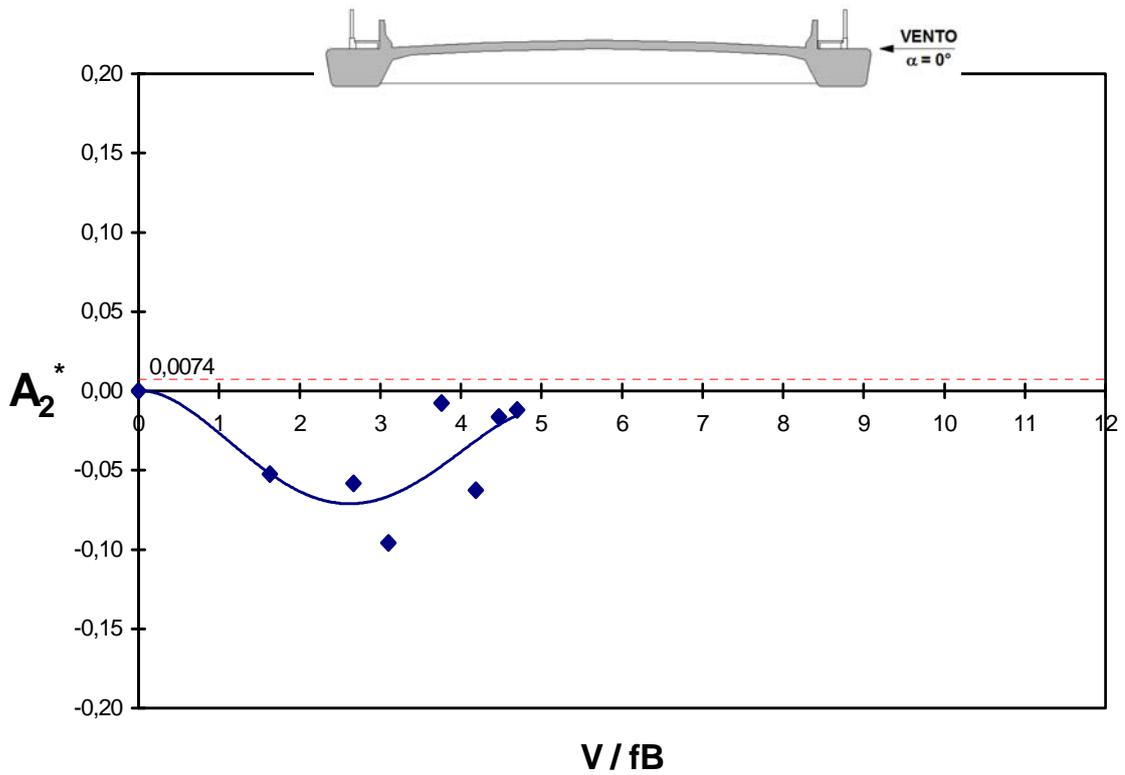


Fig. 5.59 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_00_T_00).

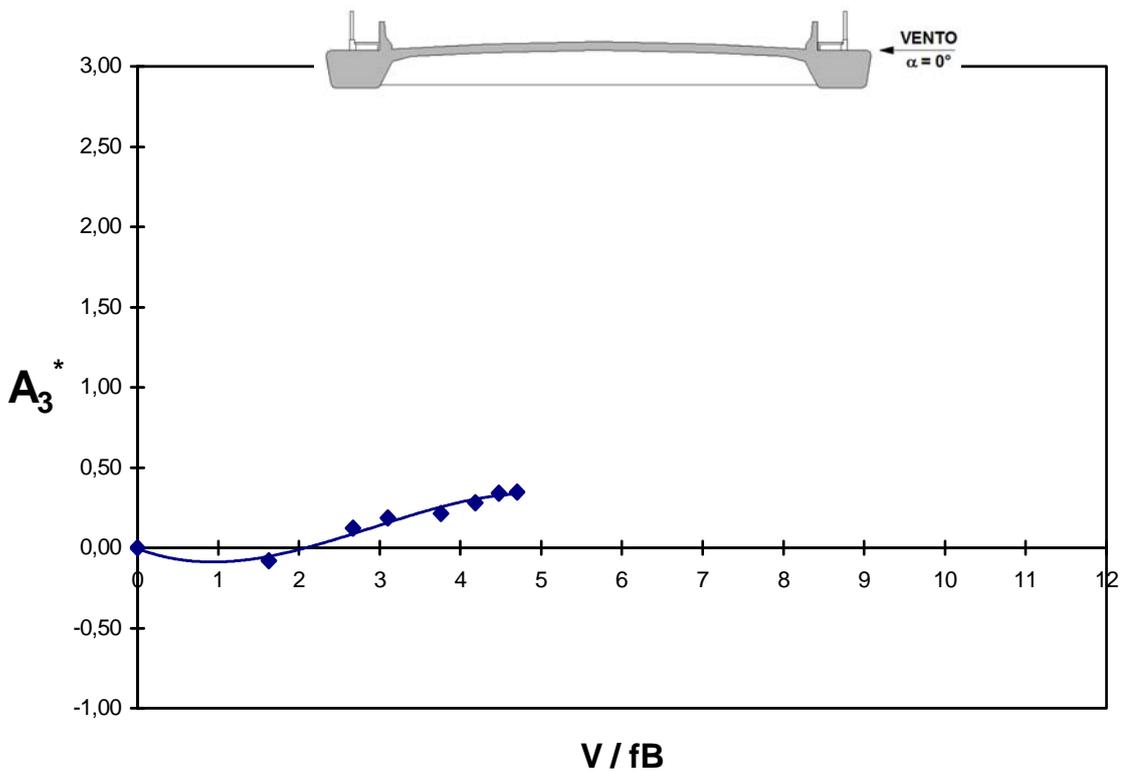


Fig. 5.60 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_00_T_00).

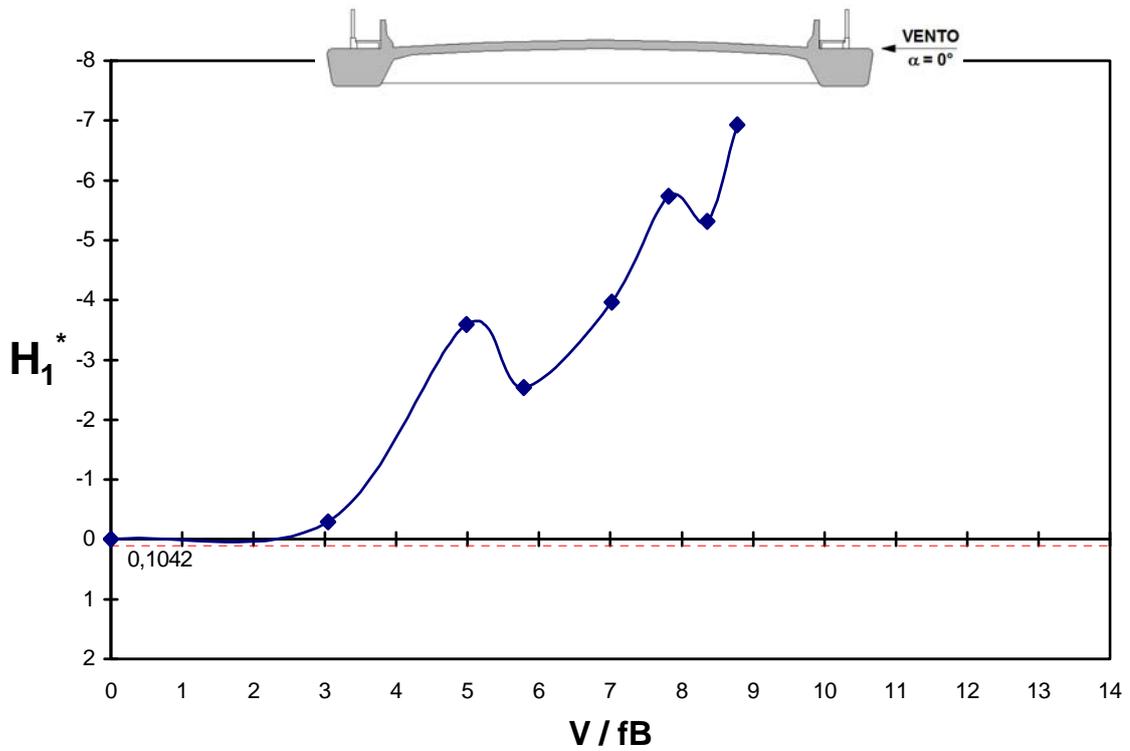


Fig. 5.61 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_00_T_00).

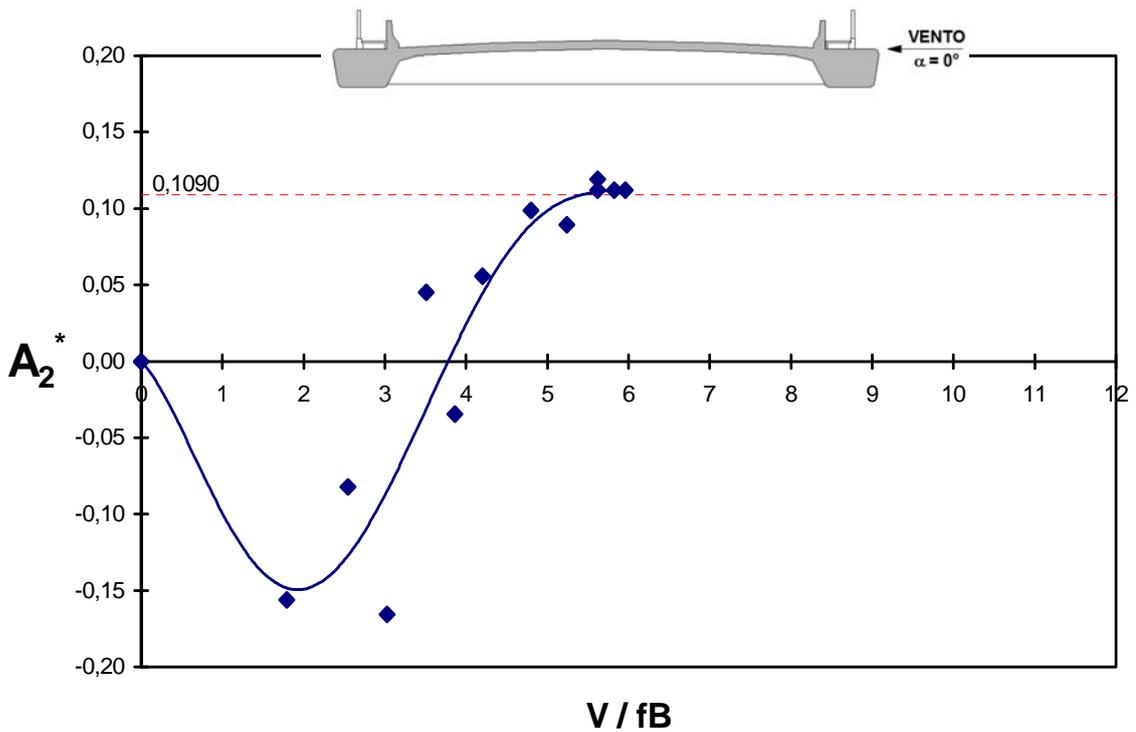


Fig. 5.62 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).

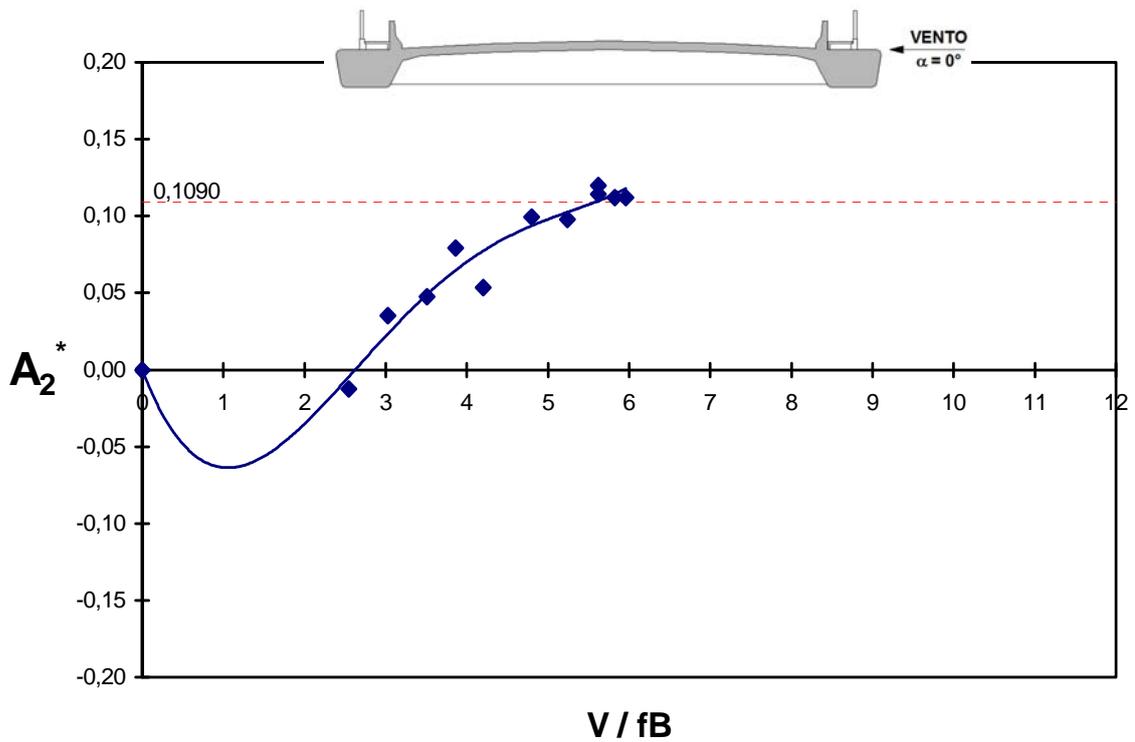


Fig. 5.63 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).

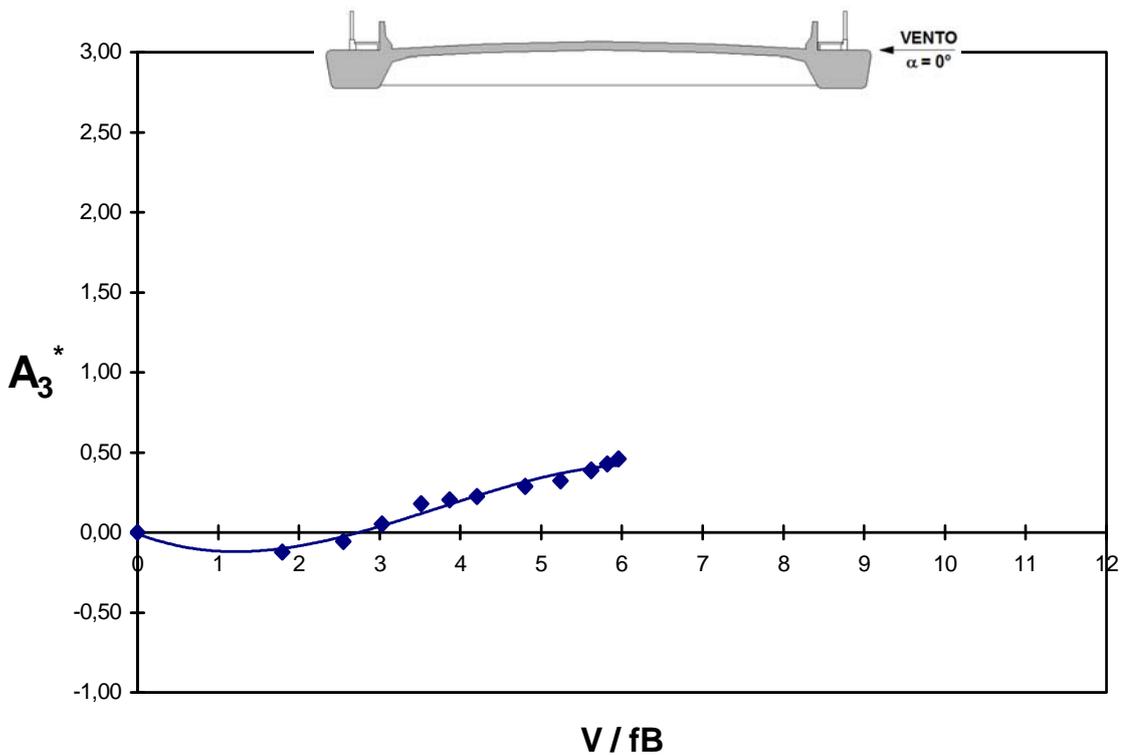


Fig. 5.64 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).

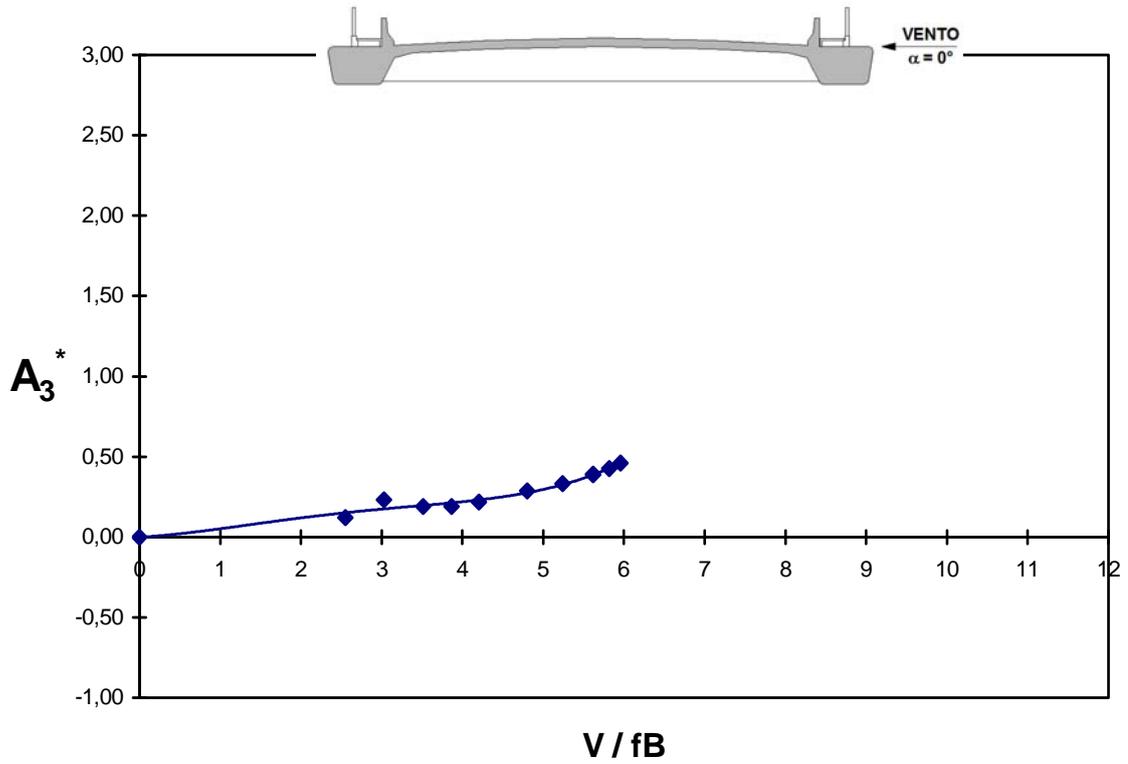


Fig. 5.65 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).

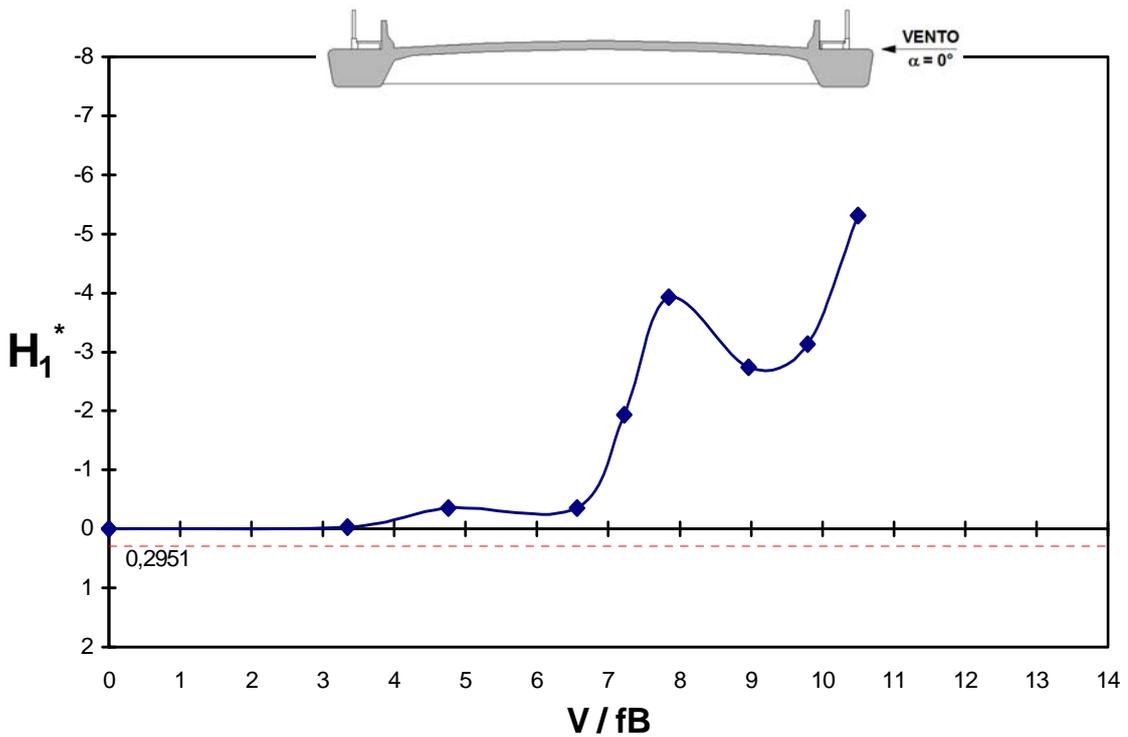


Fig. 5.66 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).

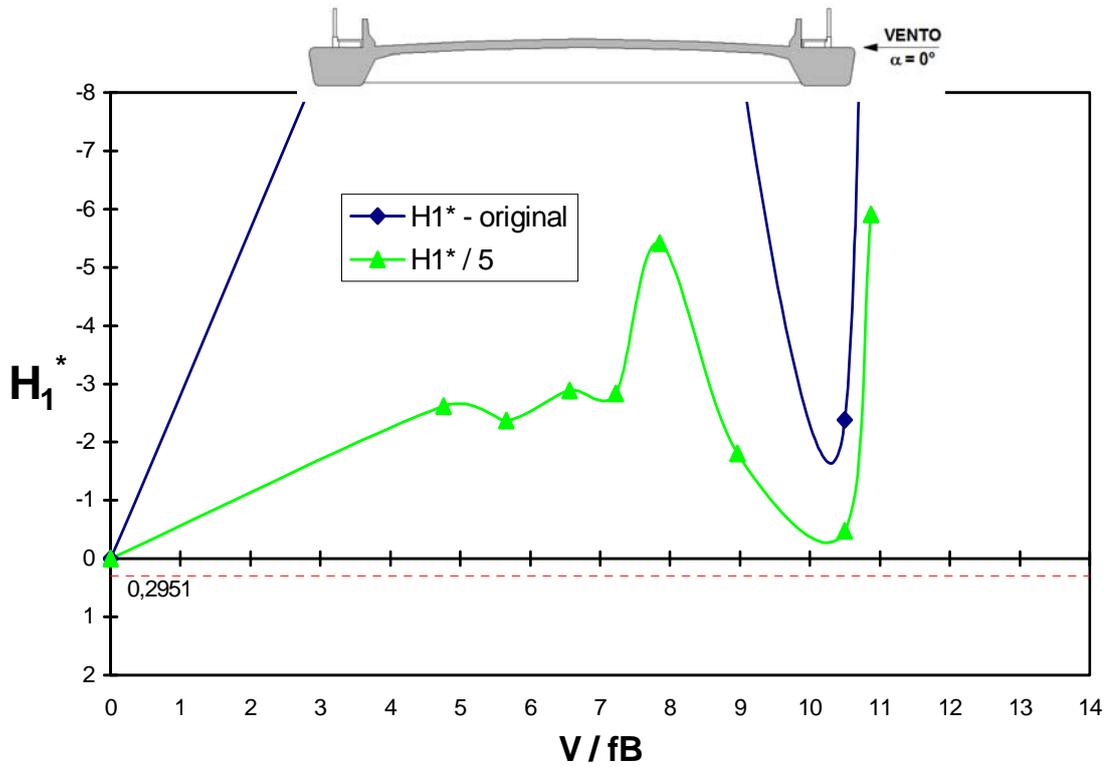


Fig. 5.67 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PO_26_S_00).

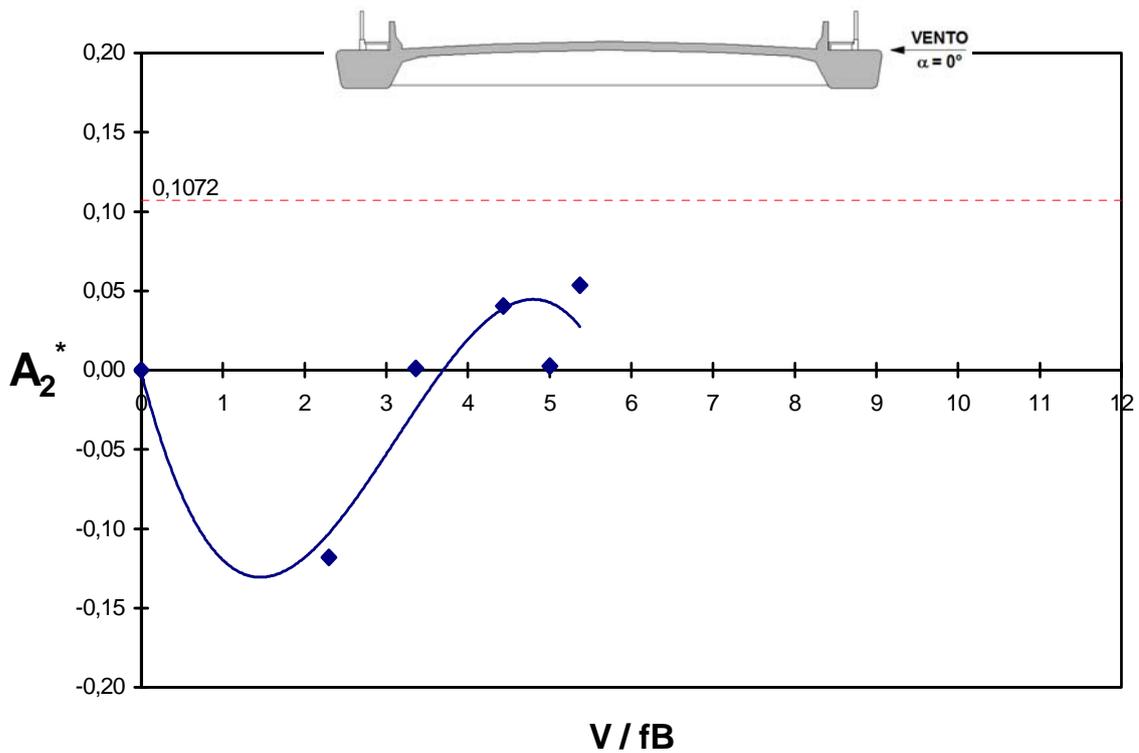


Fig. 5.68 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_26_T_00).

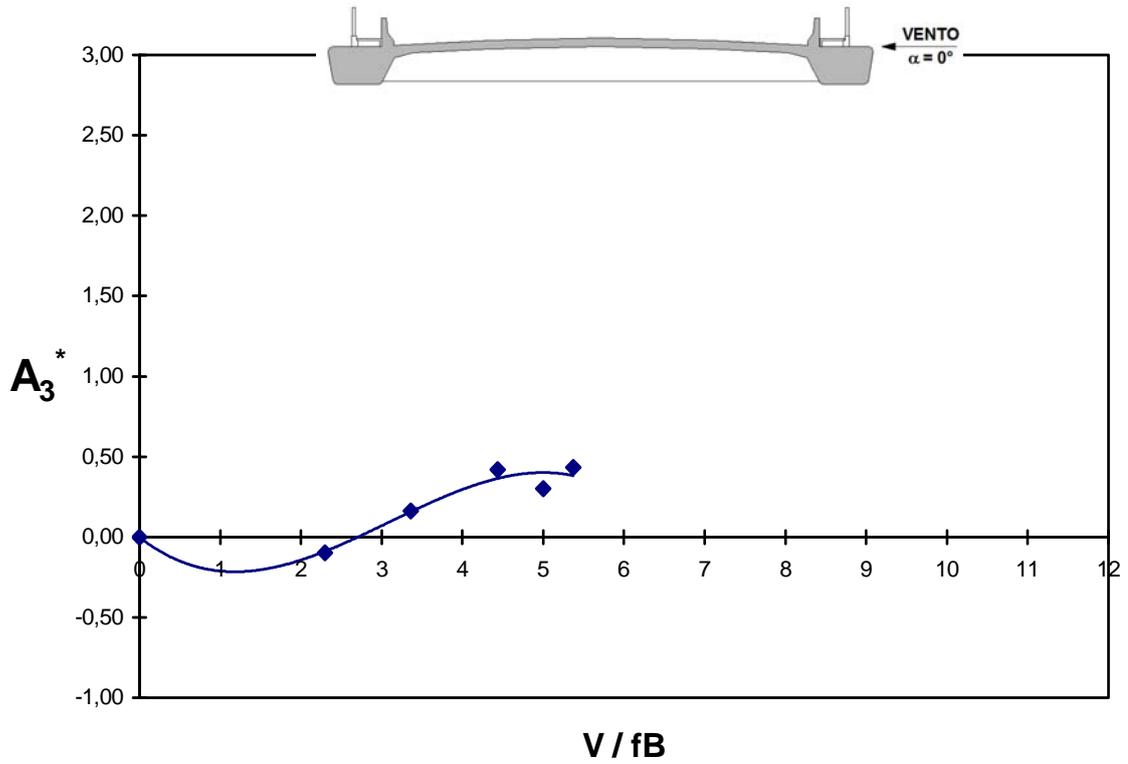


Fig. 5.69 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_26_T_00).

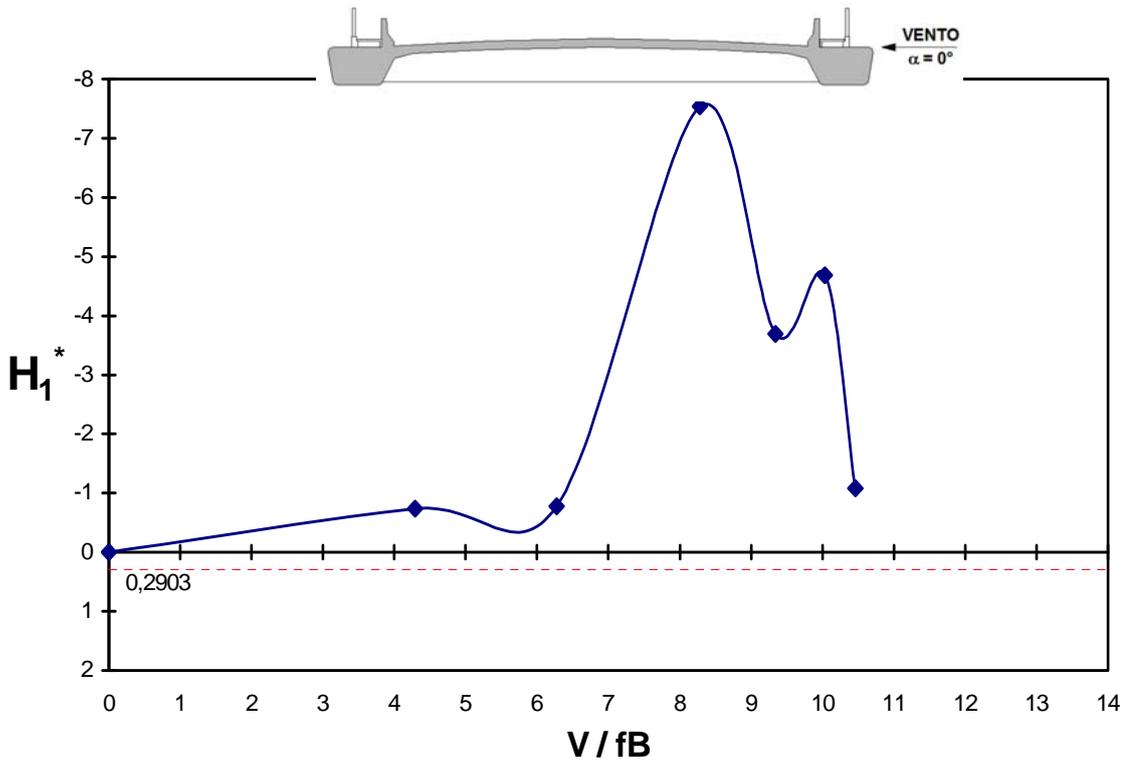


Fig. 5.70 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PO_26_T_00).

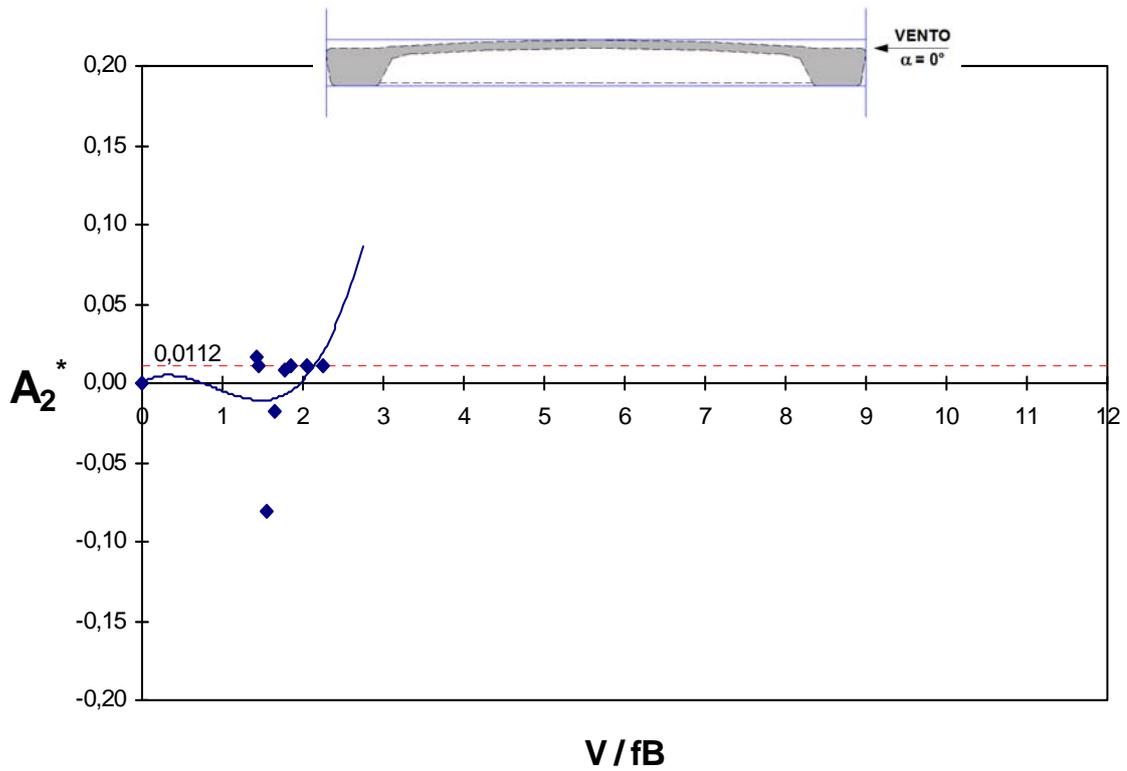


Fig. 5.71 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).

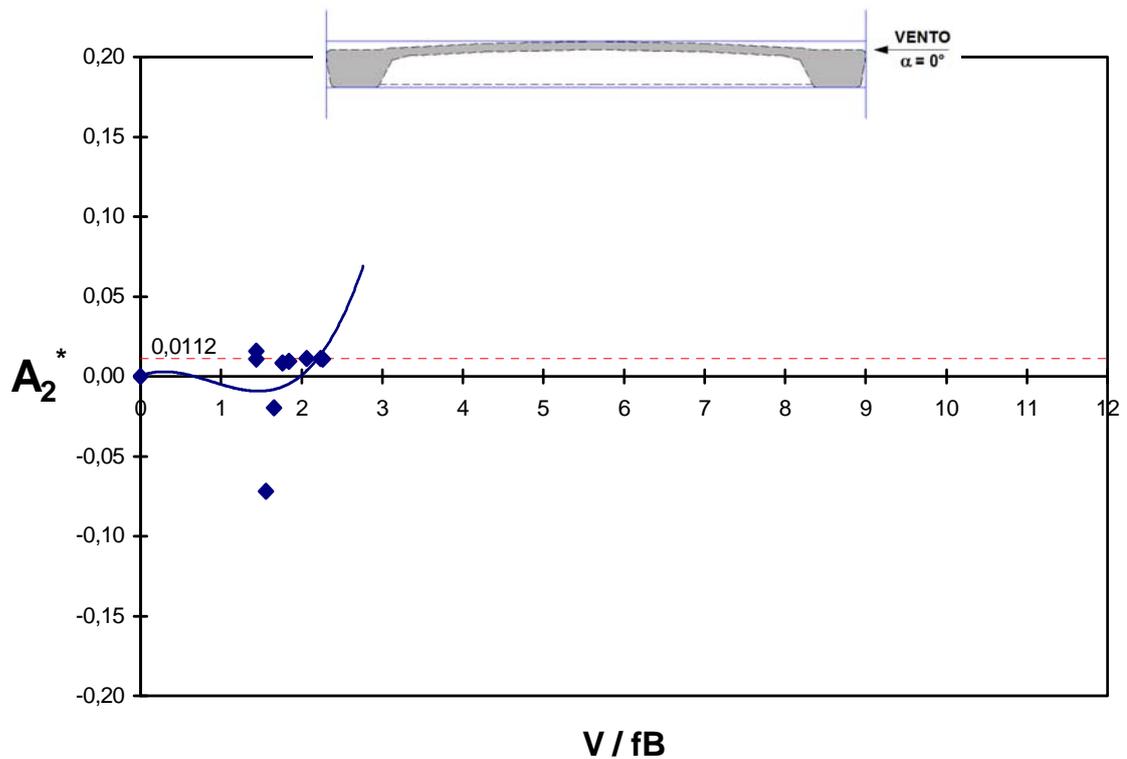


Fig. 5.72 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).

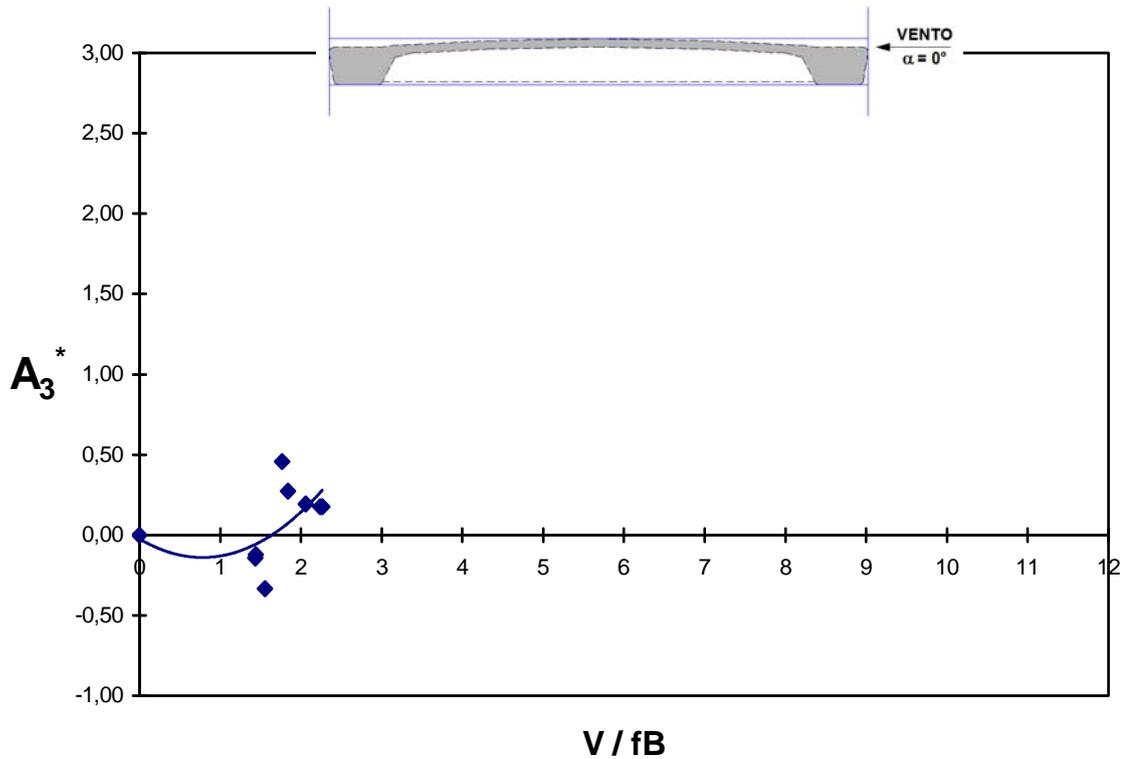


Fig. 5.73 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).

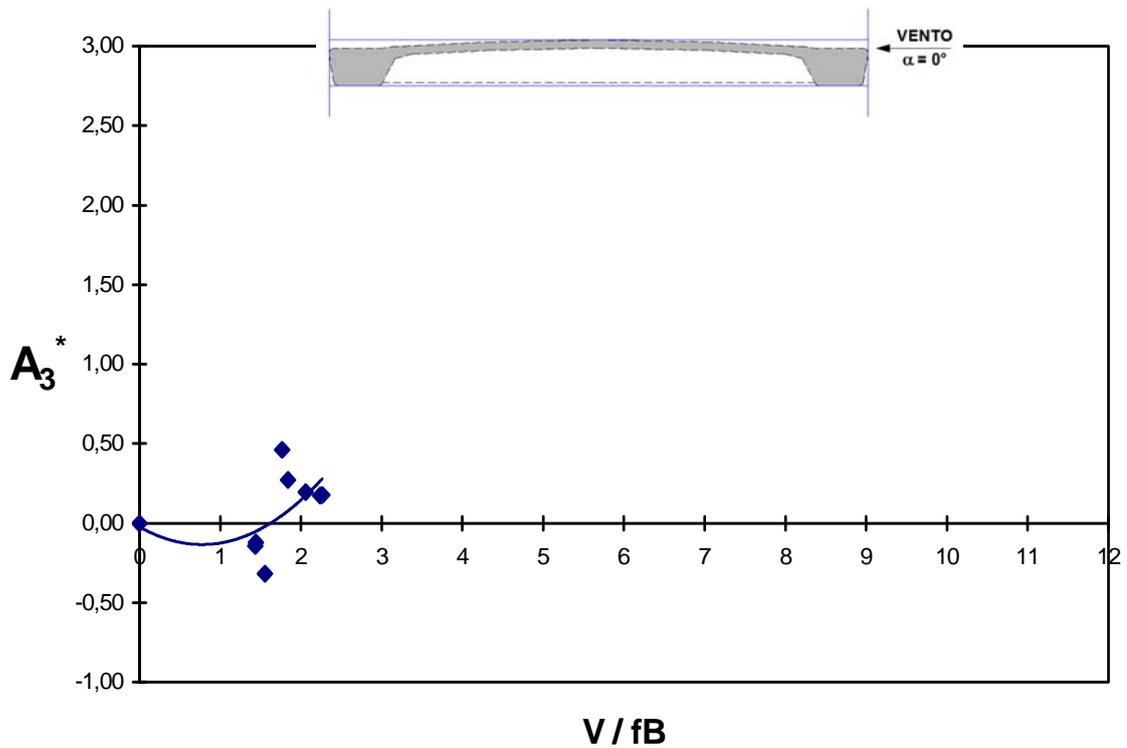


Fig. 5.74 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).

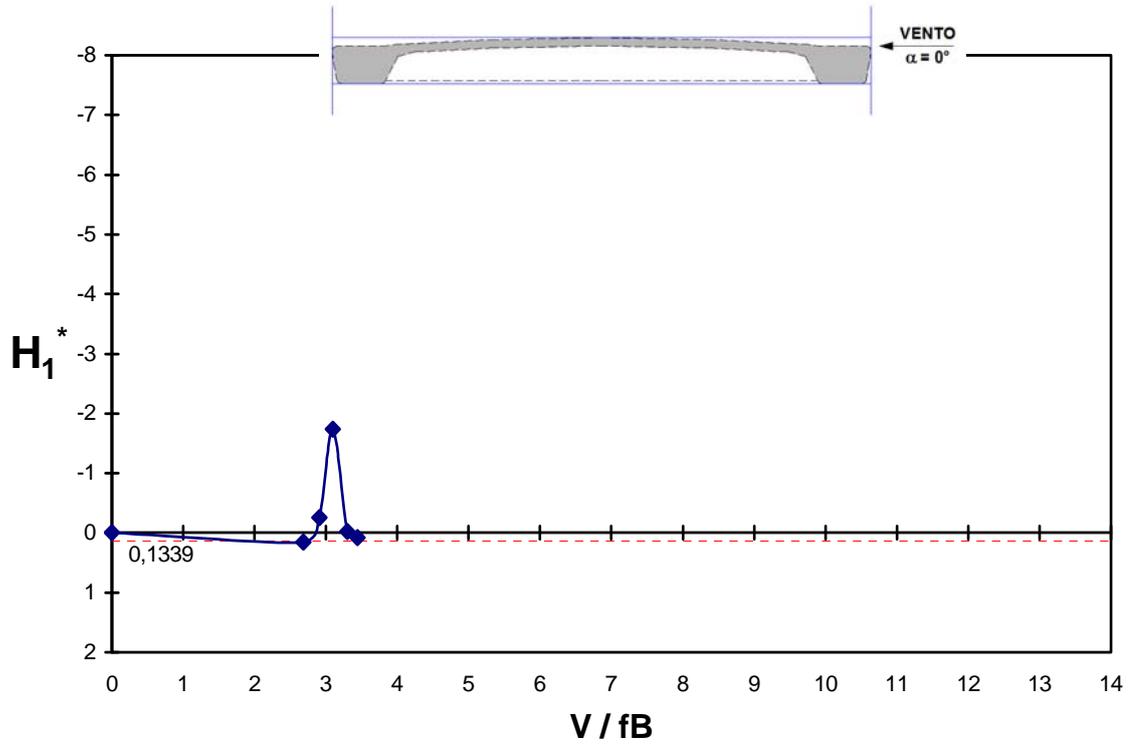


Fig. 5.75 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).

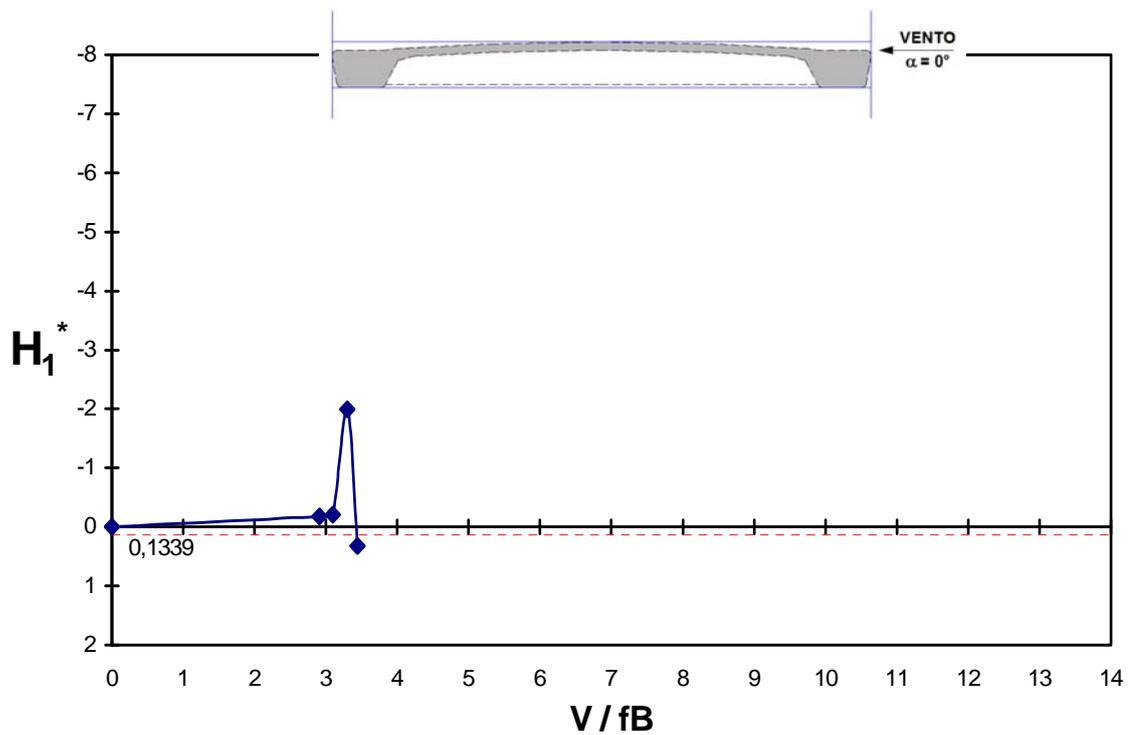


Fig. 5.76 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PT_00_S_00).

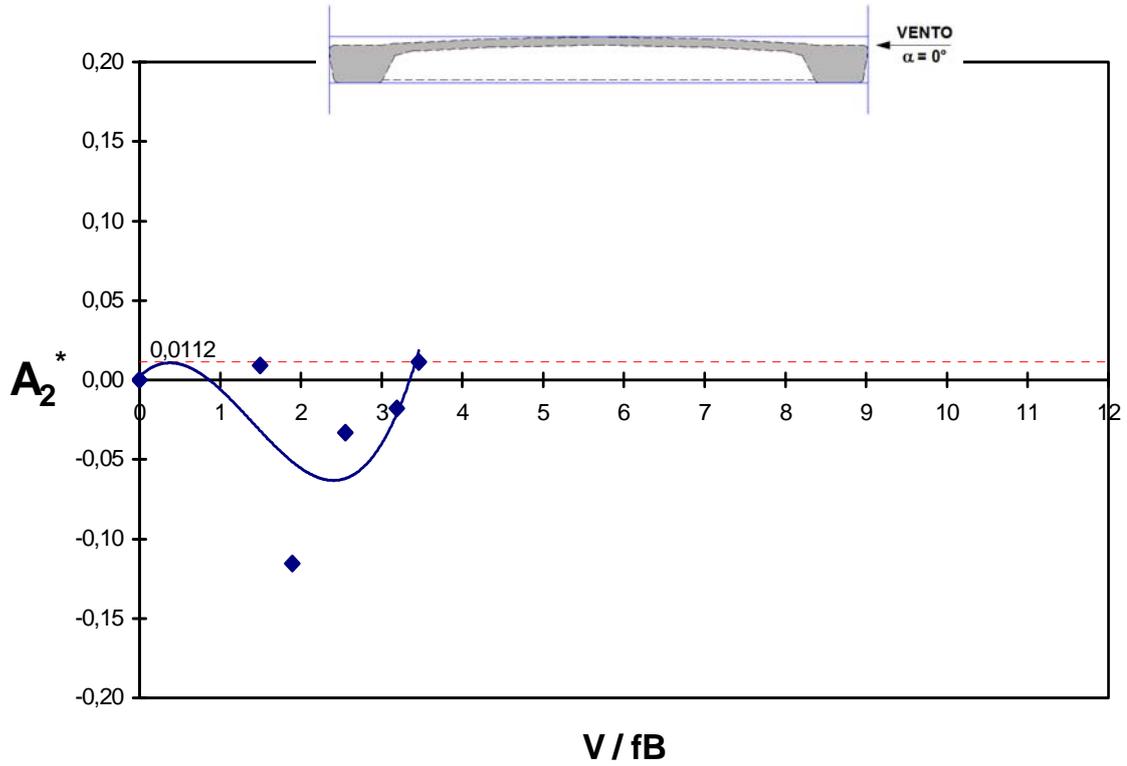


Fig. 5.77 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PT_00_T_00).

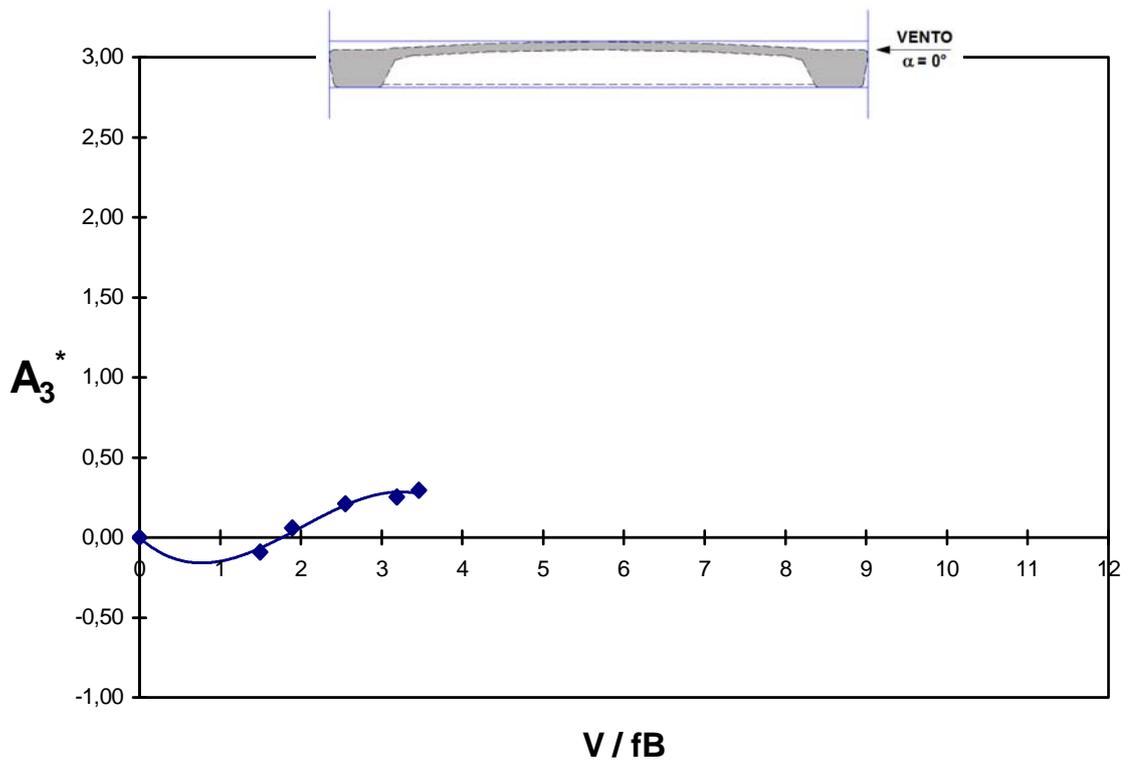


Fig. 5.78 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PT_00_T_00).

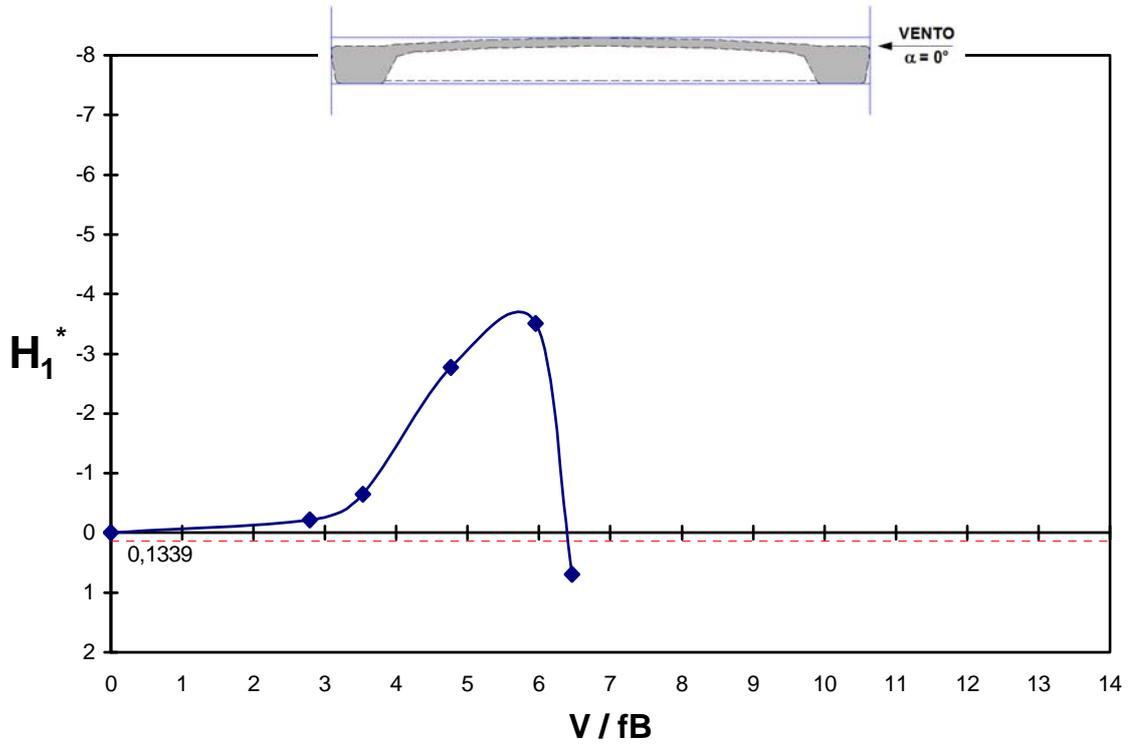


Fig. 5.79 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PT_00_T_00).

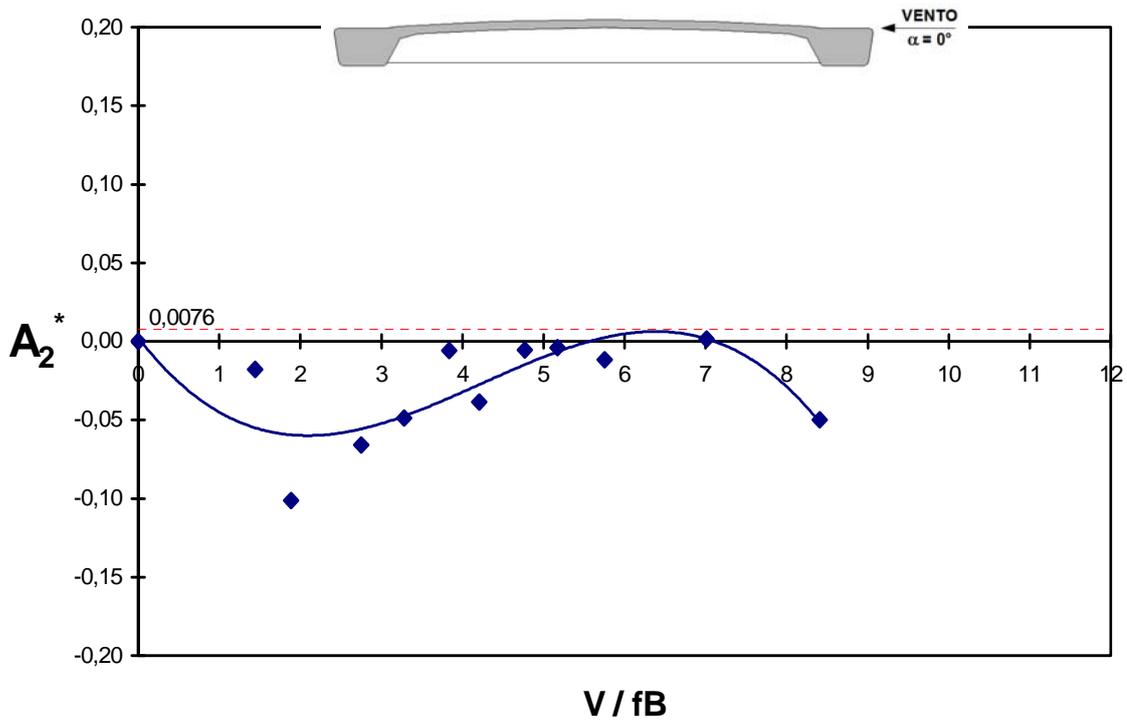


Fig. 5.80 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).

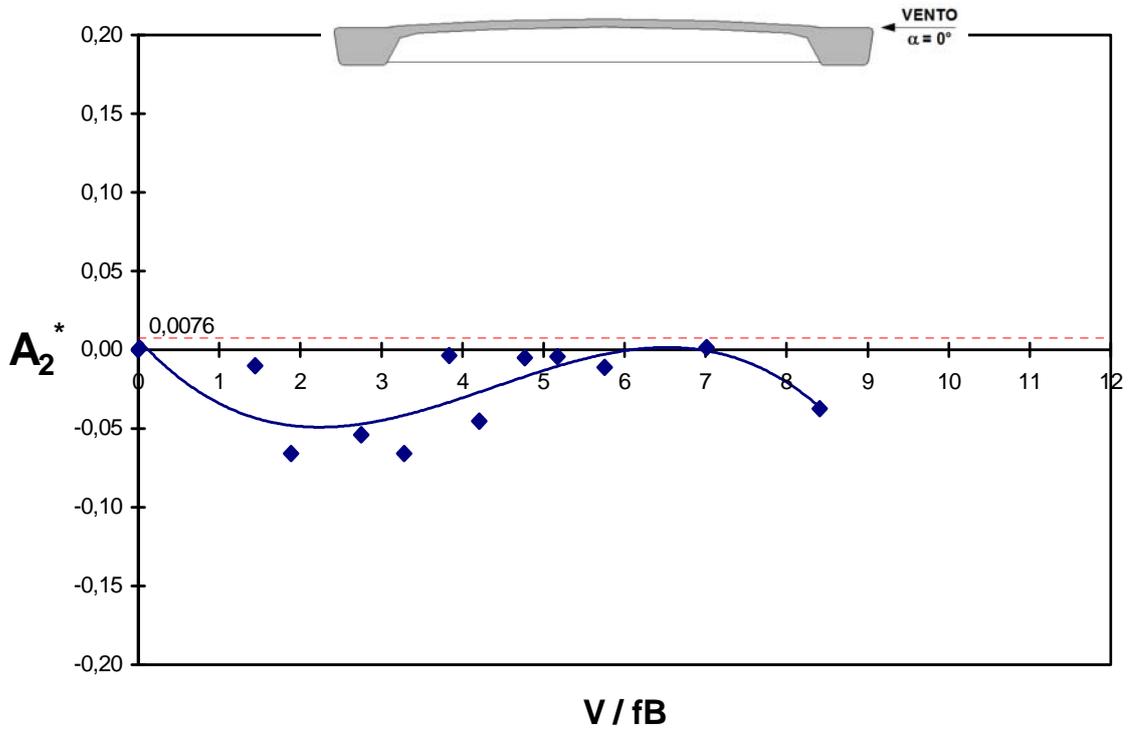


Fig. 5.81 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).

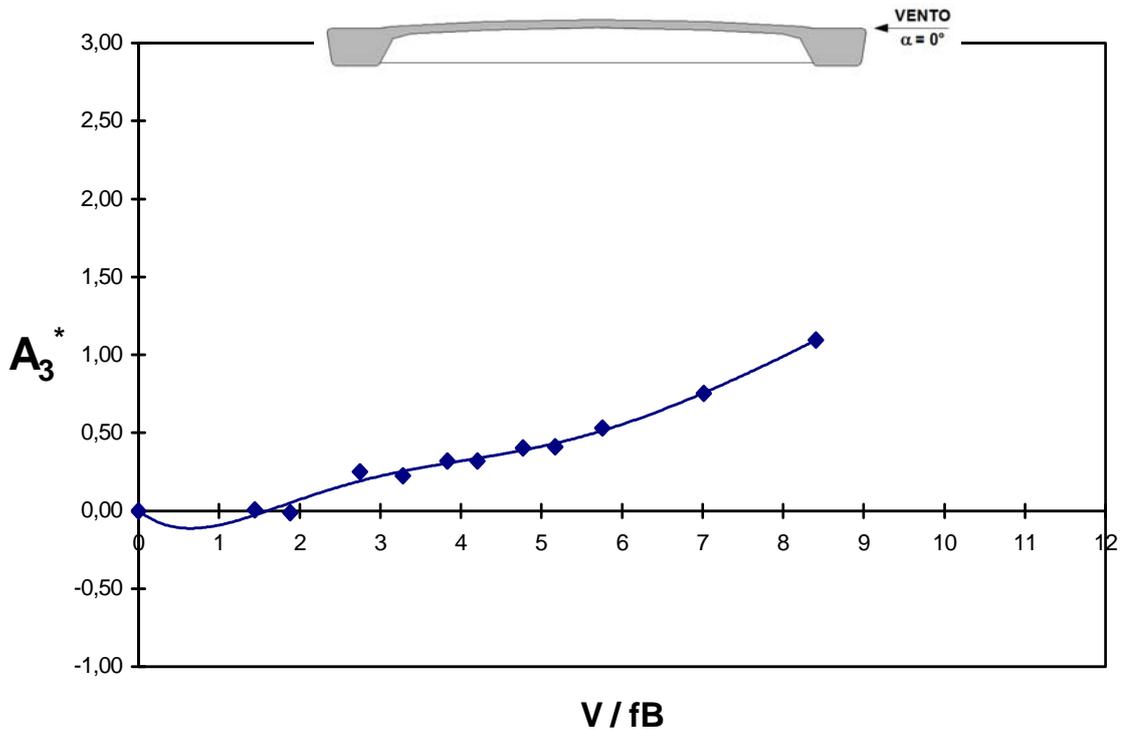


Fig. 5.82 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).

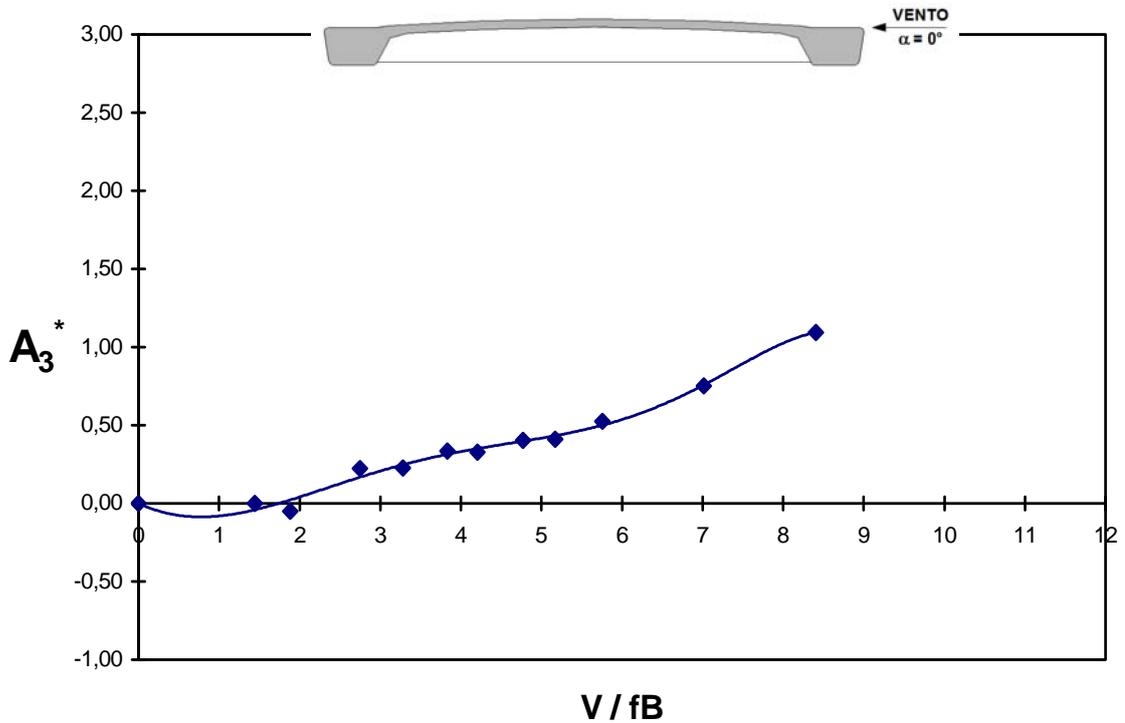


Fig. 5.83 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).

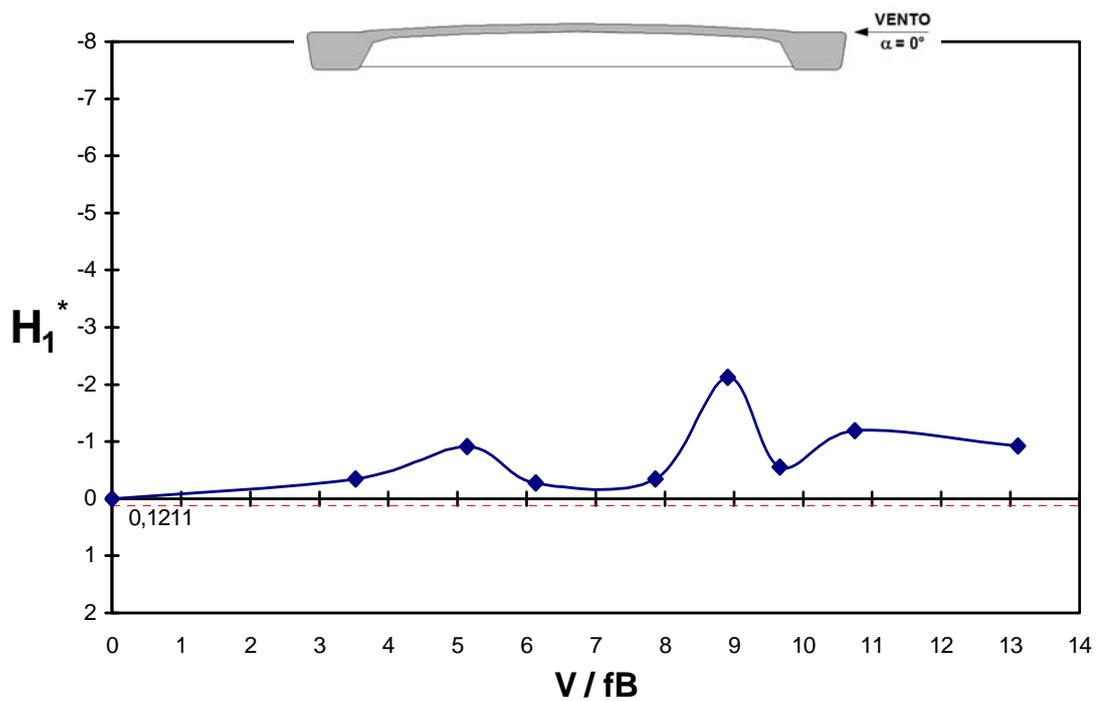


Fig. 5.84 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).

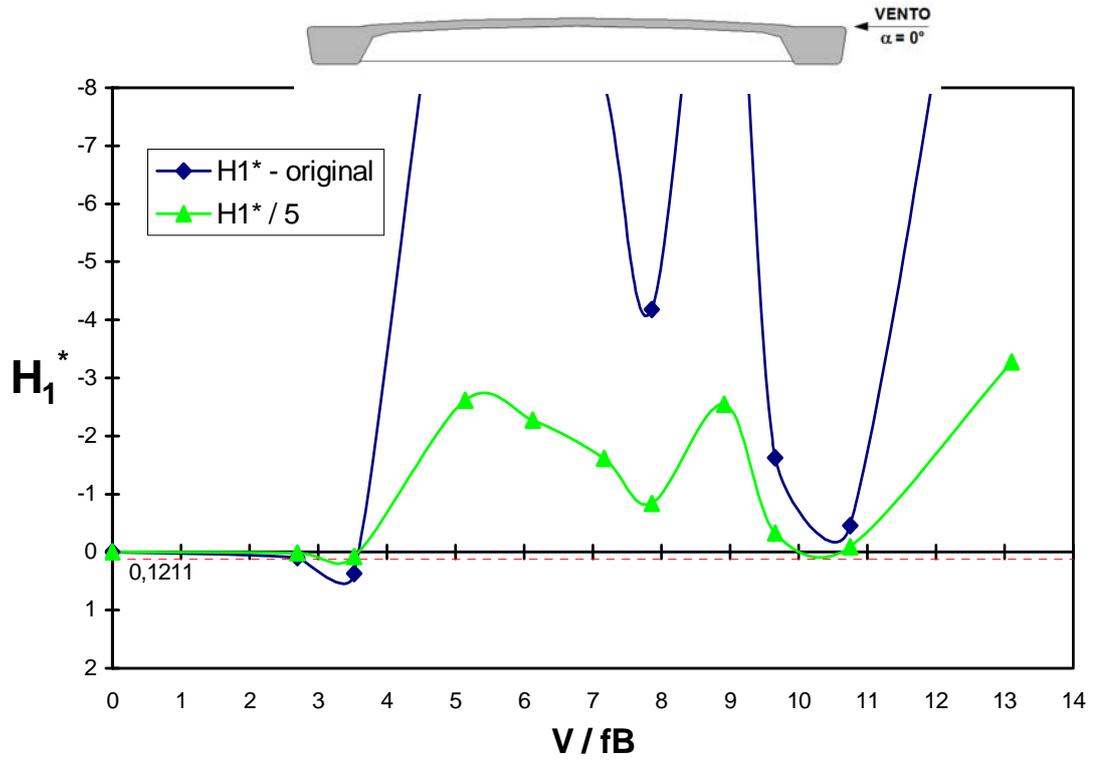


Fig. 5.85 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: POS_00_S_00).

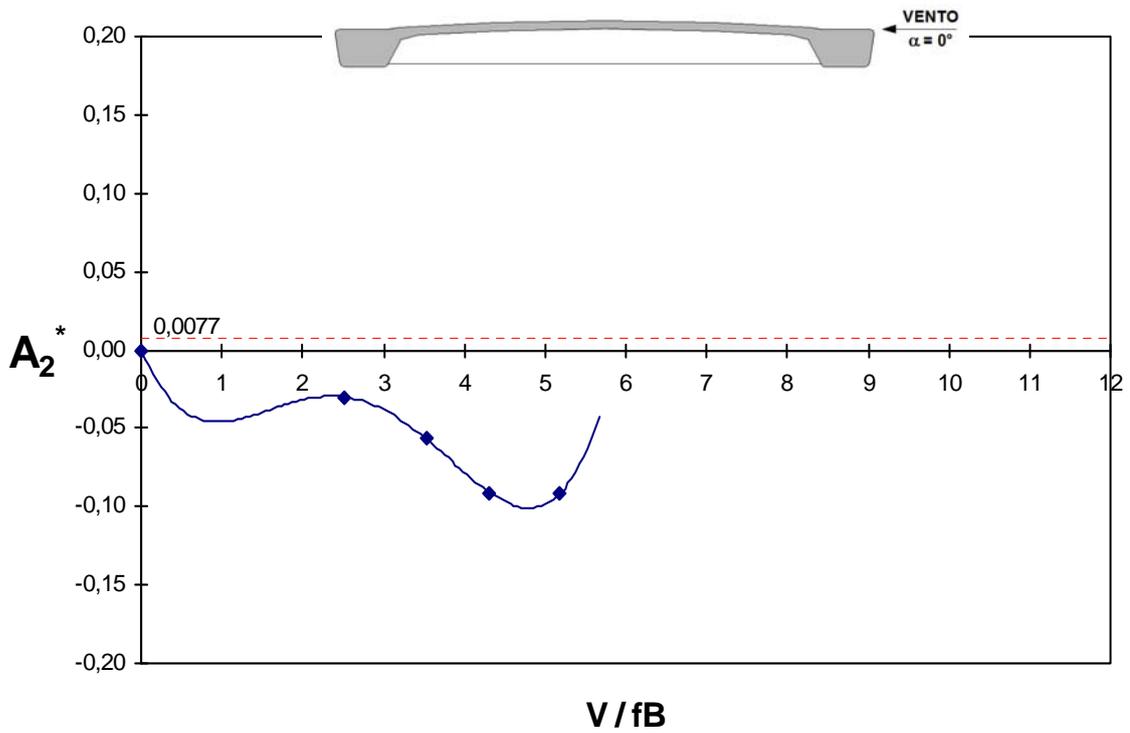


Fig. 5.86 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: POS_00_T_00).

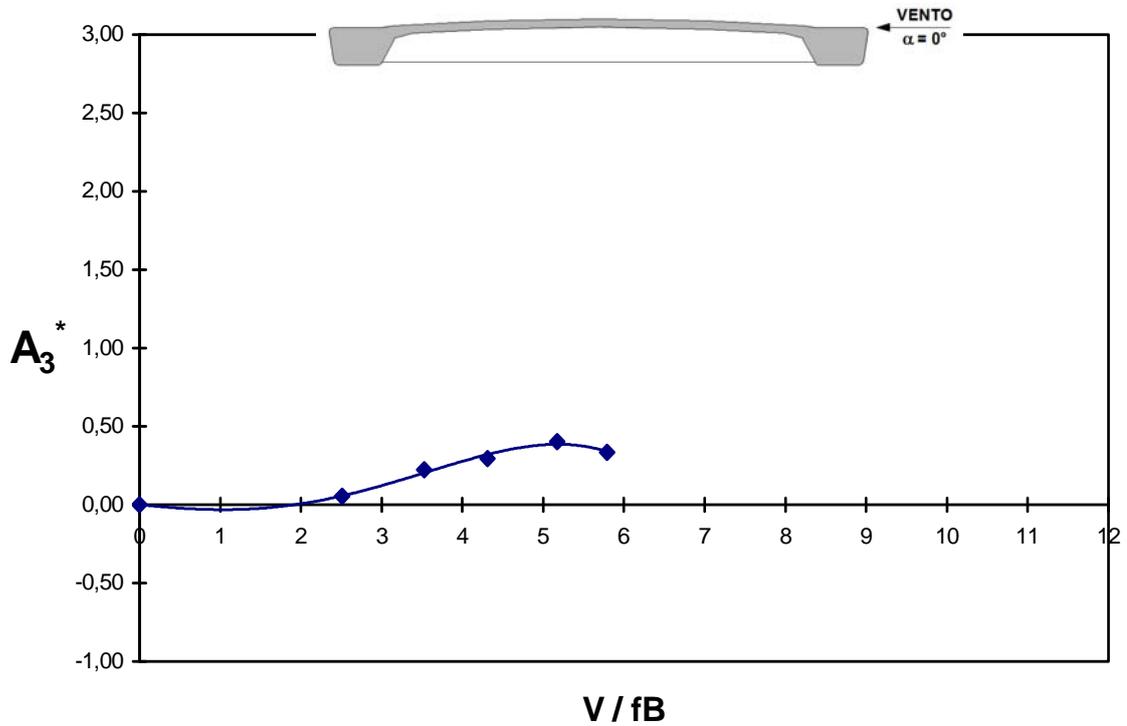


Fig. 5.87 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: POS_00_T_00).

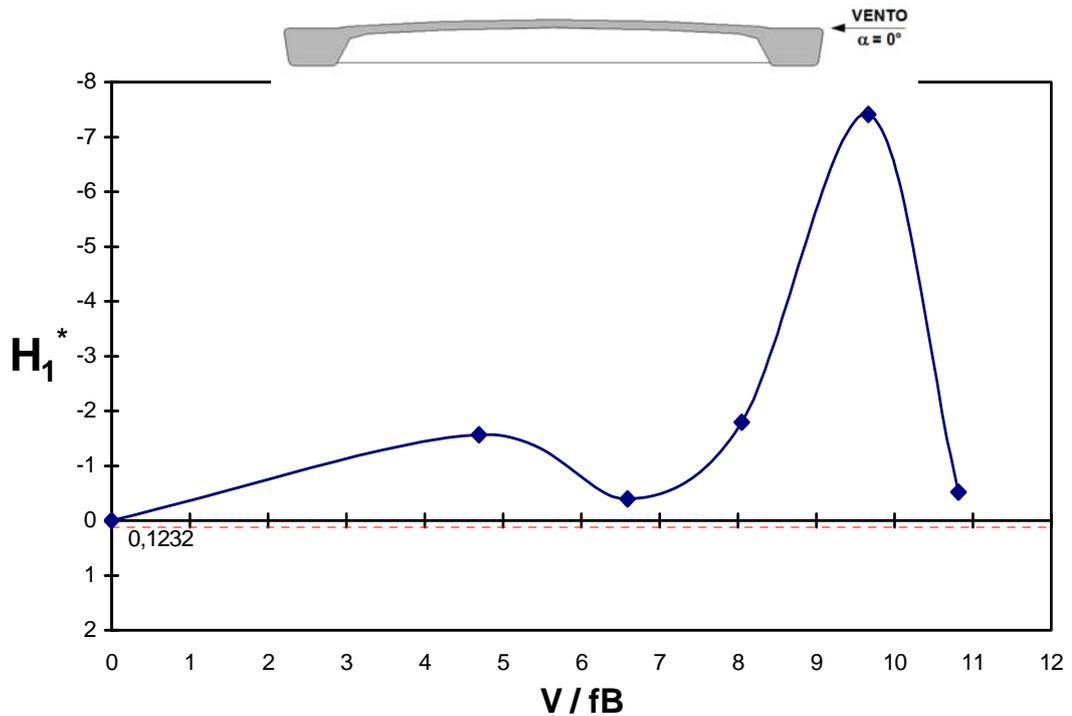


Fig. 5.88 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: POS_00_T_00).

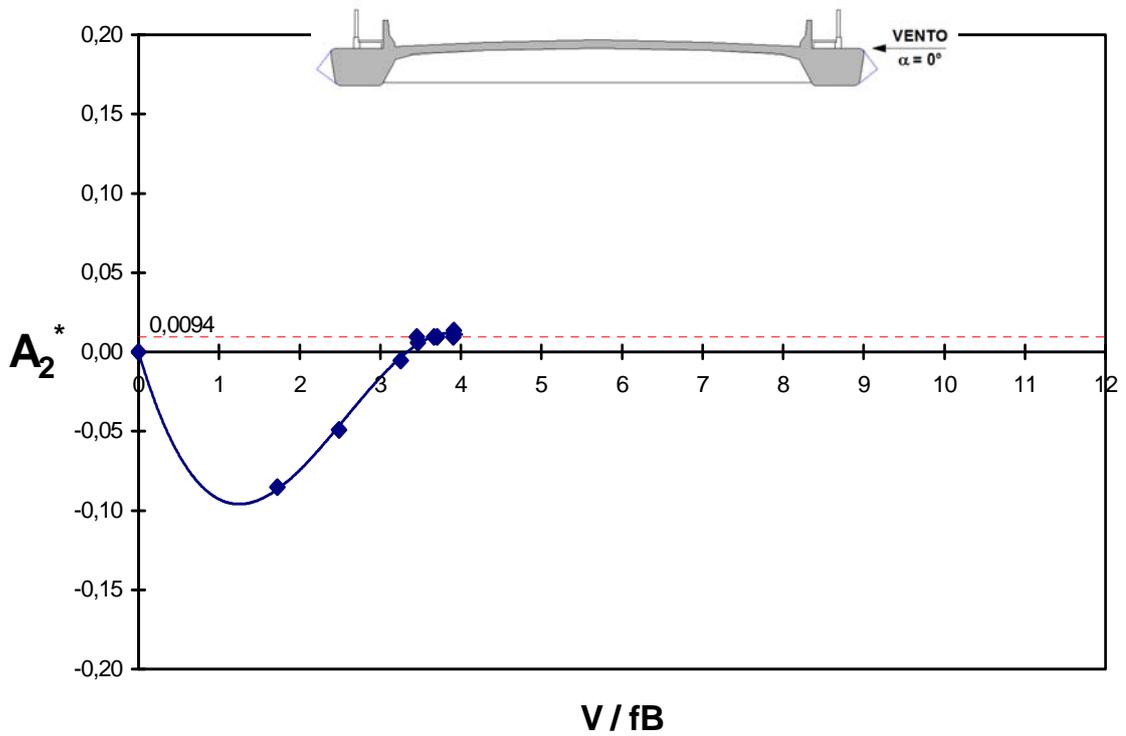


Fig. 5.89 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).

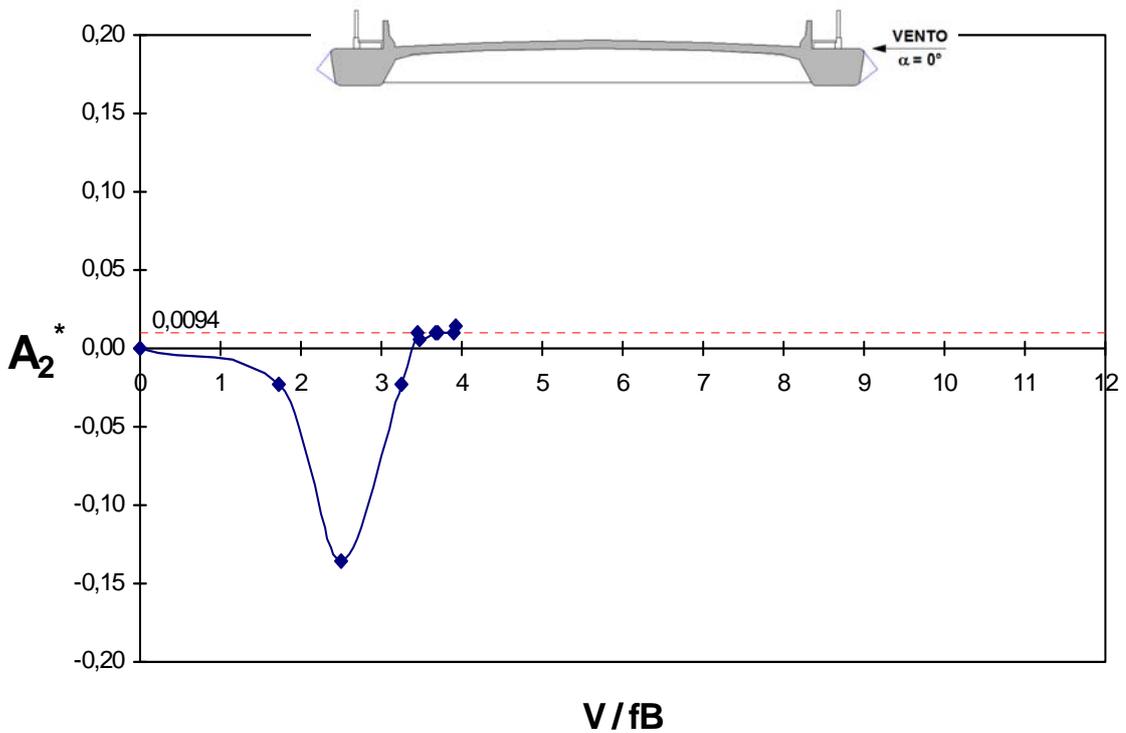


Fig. 5.90 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).

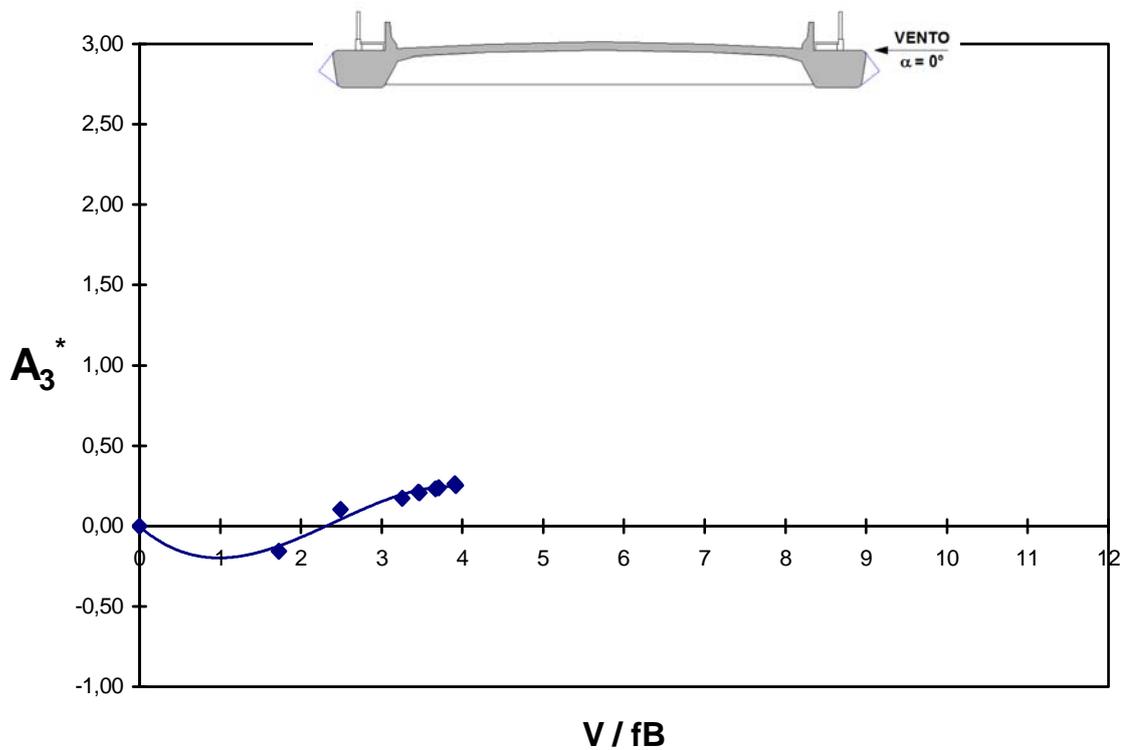


Fig. 5.91 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).

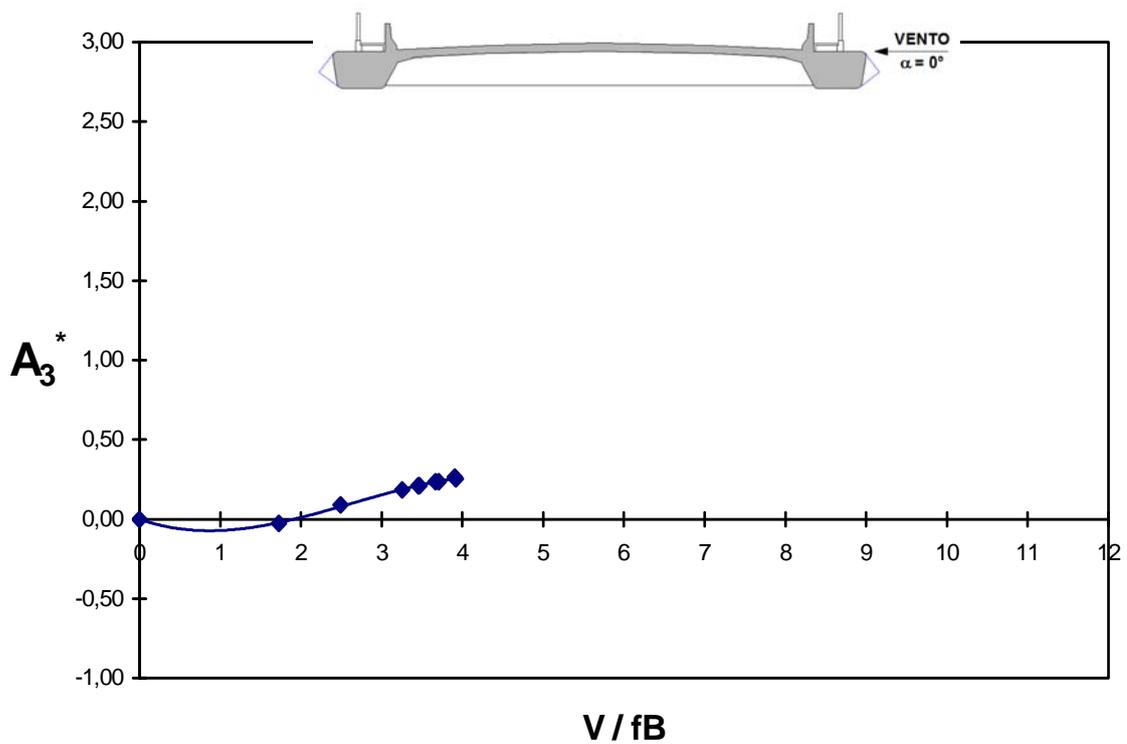


Fig. 5.92 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).

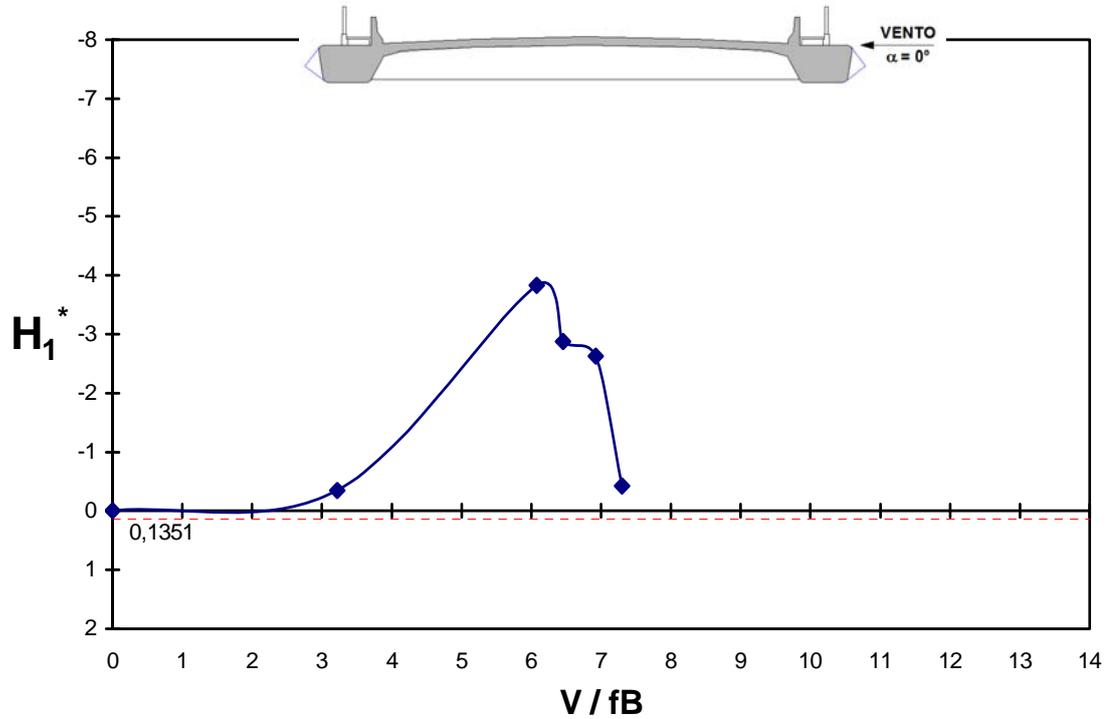


Fig. 5.93 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).

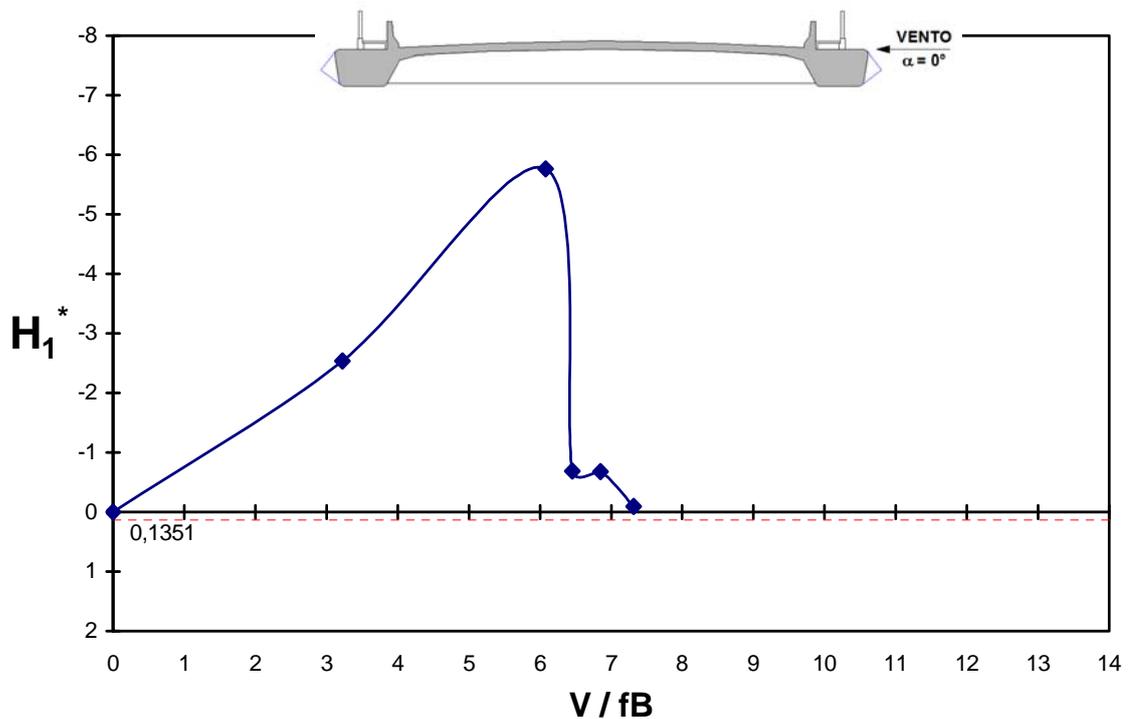


Fig. 5.94 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_00_S_00).

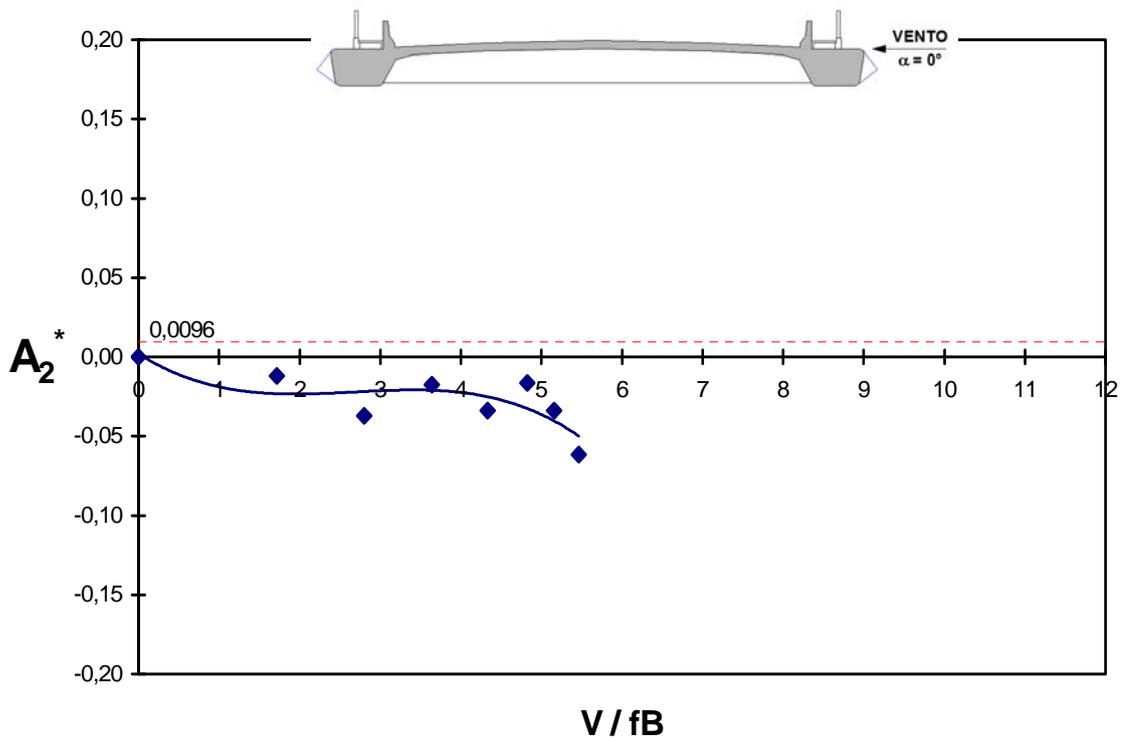


Fig. 5.95 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_00_T_00).

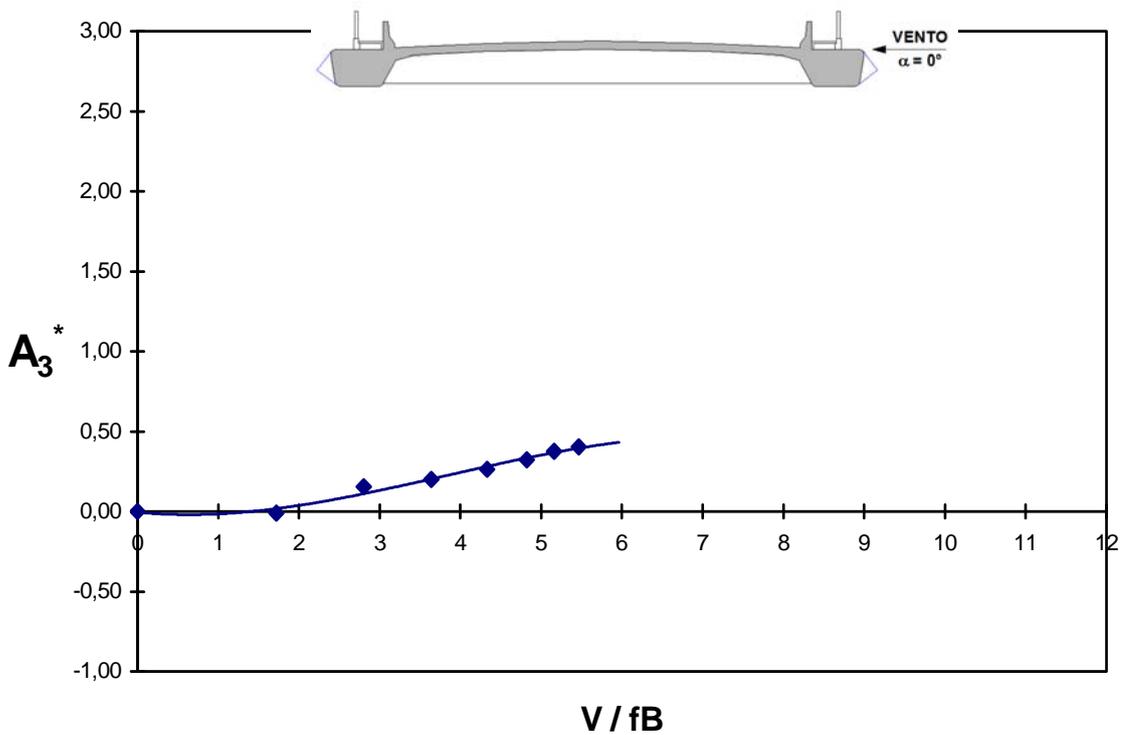


Fig. 5.96 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_00_T_00).

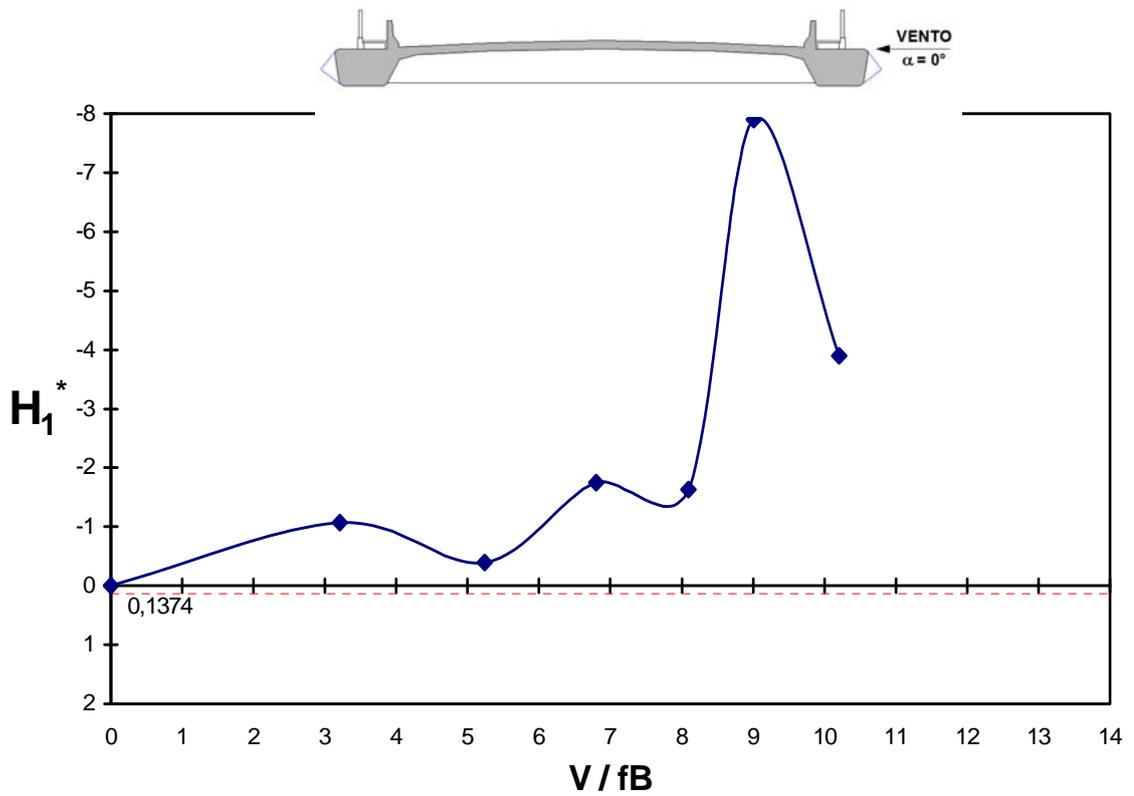


Fig. 5.97 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_00_T_00).

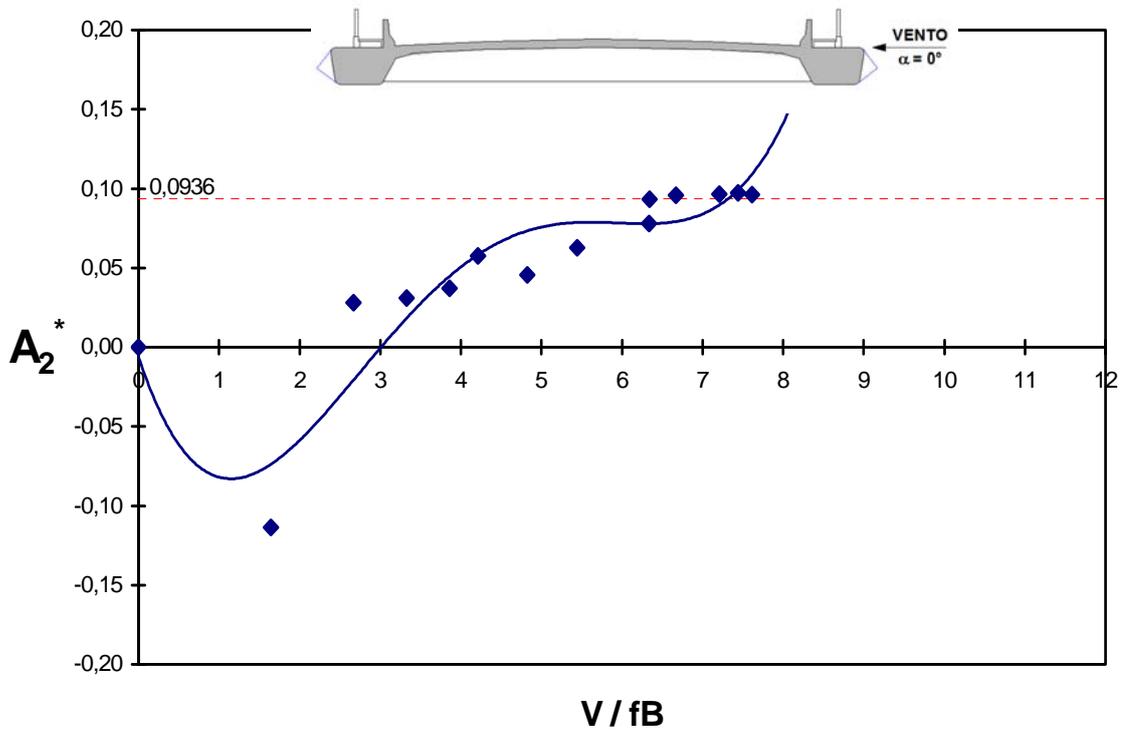


Fig. 5.98 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).

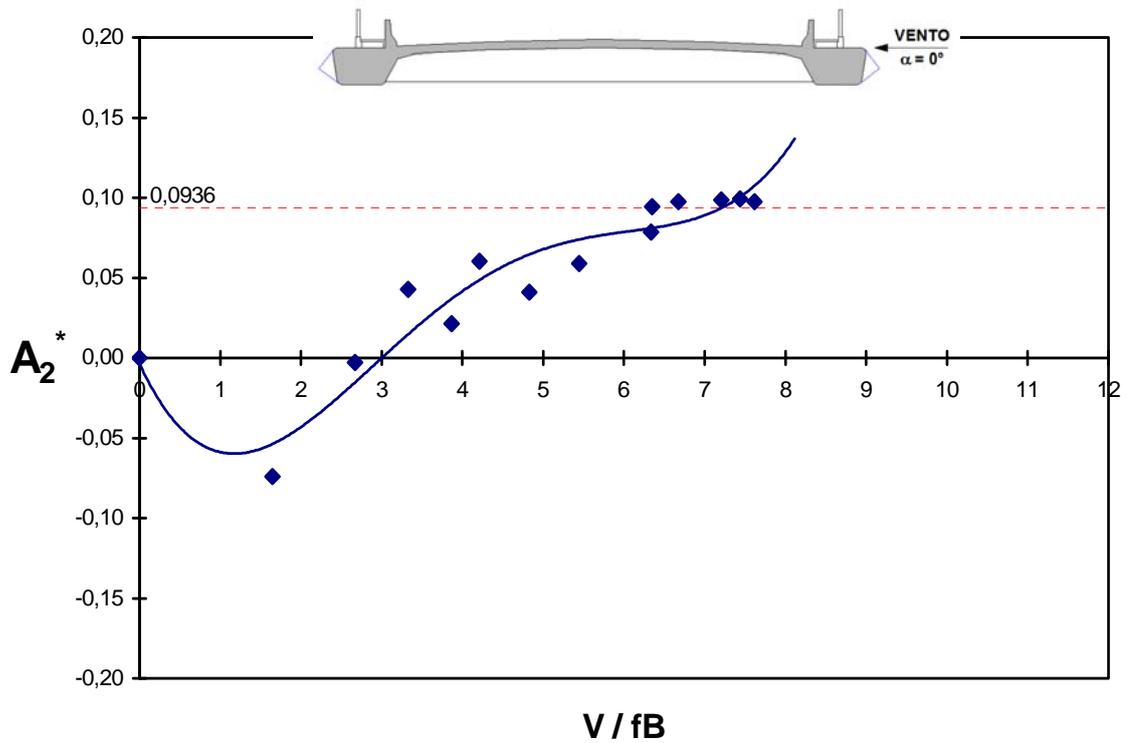


Fig. 5.99 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).

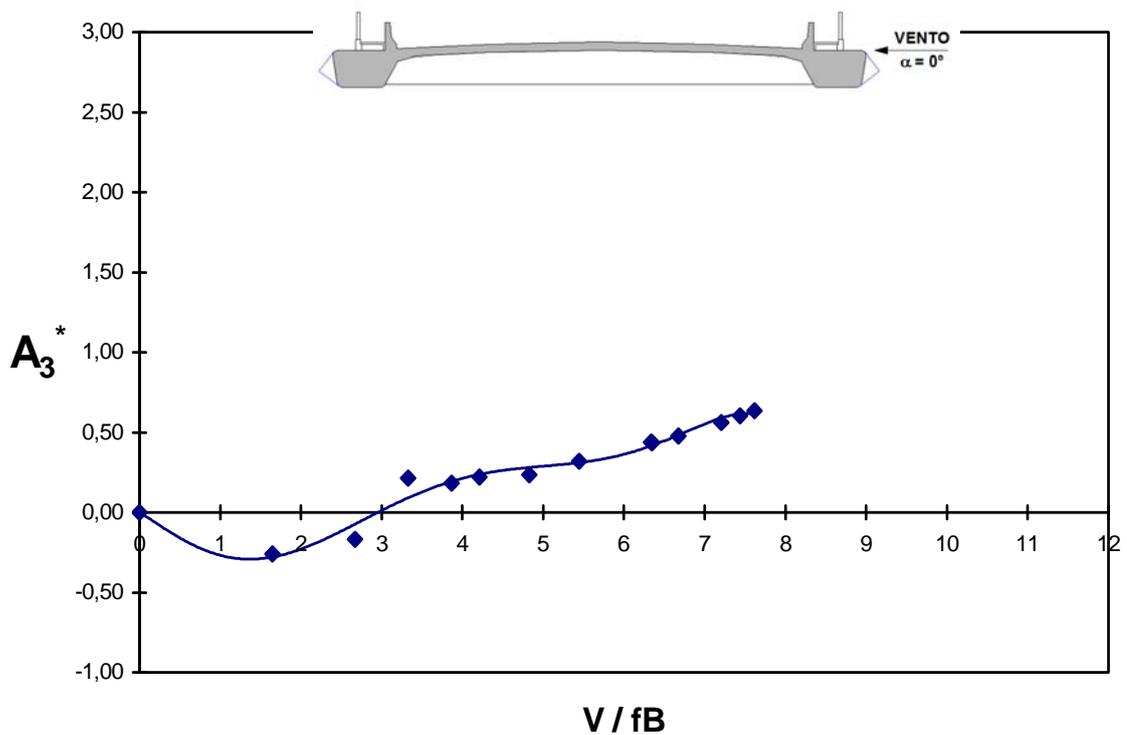


Fig. 5.100 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).

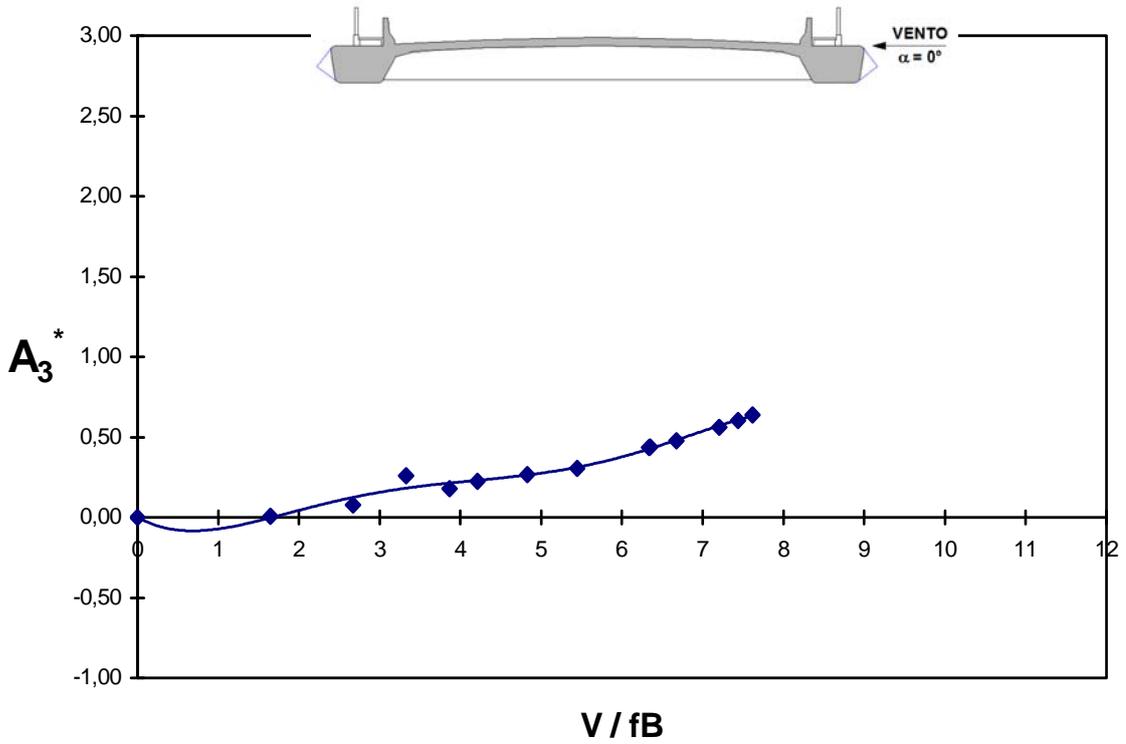


Fig. 5.101 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).

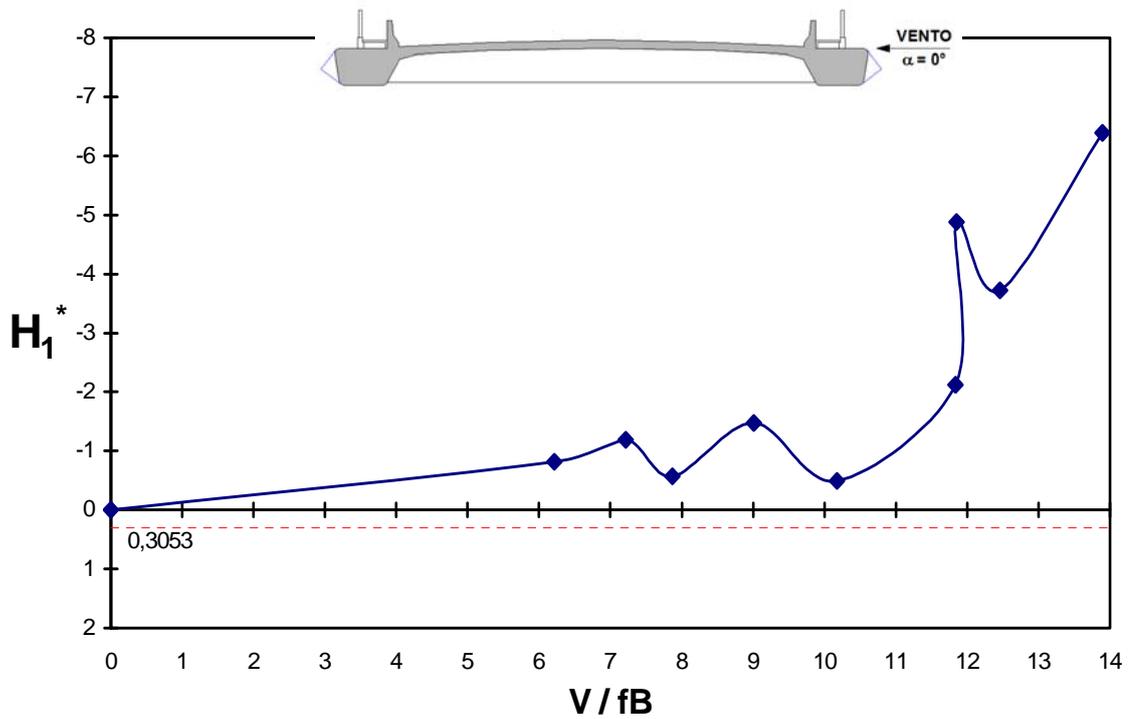


Fig. 5.102 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).

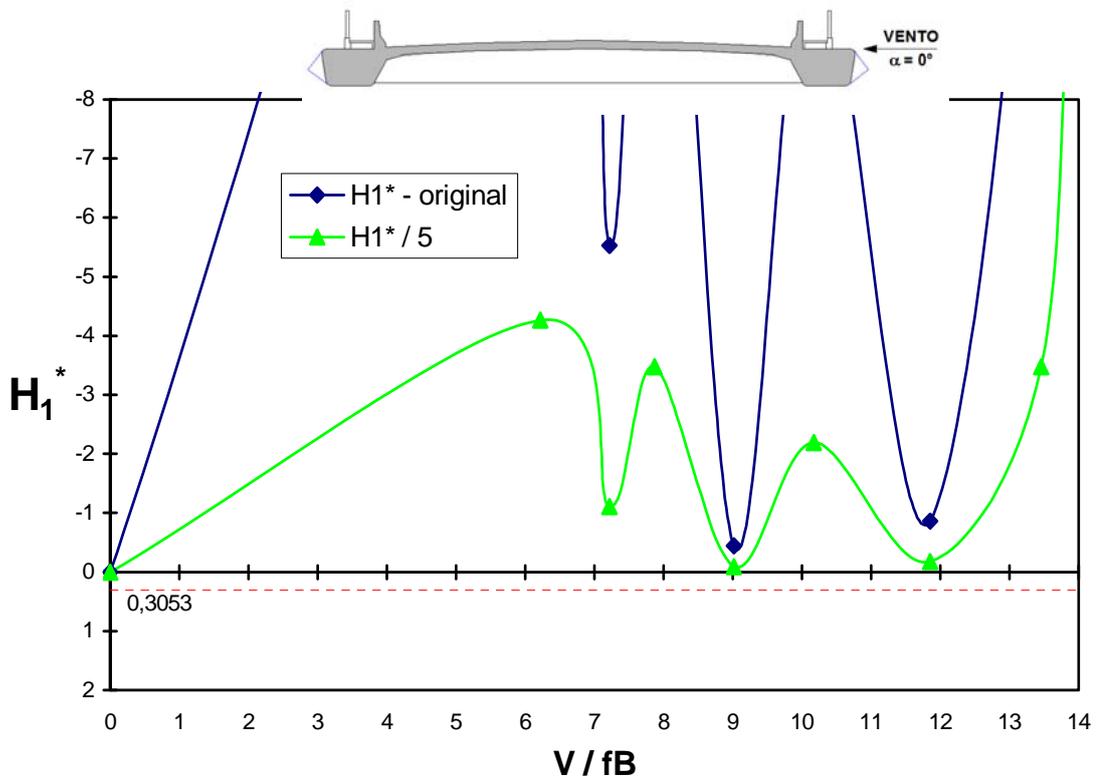


Fig. 5.103 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PON_25_S_00).

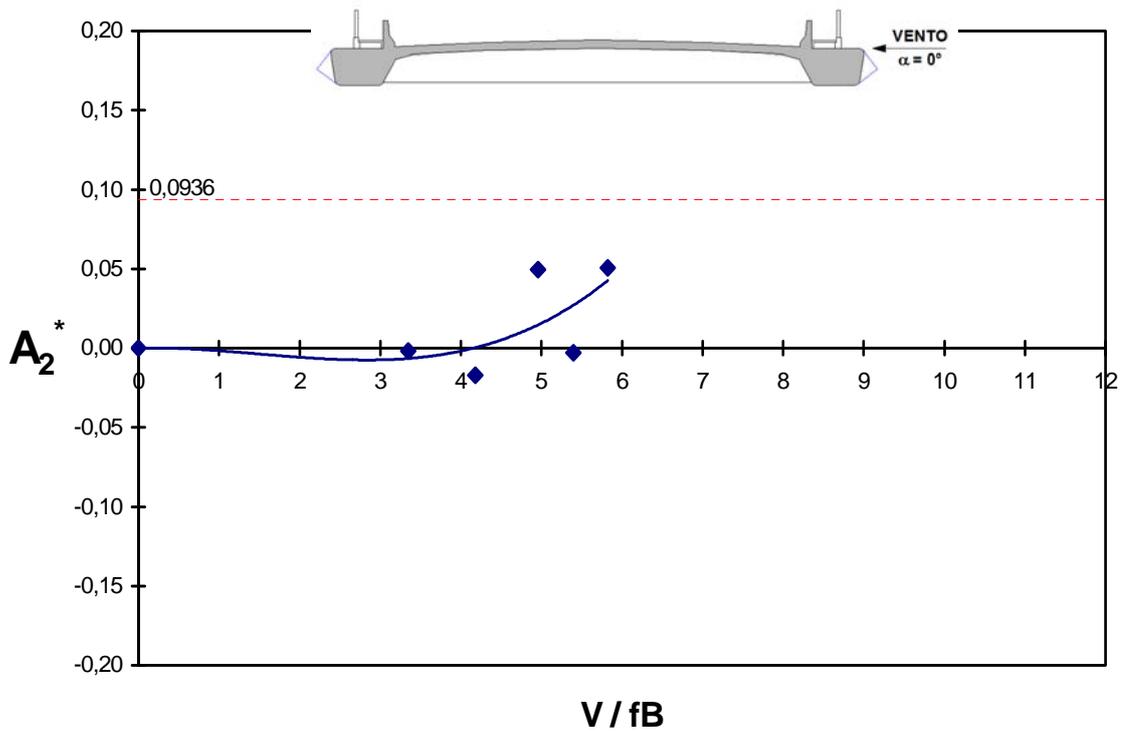


Fig. 5.104 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_25_T_00).

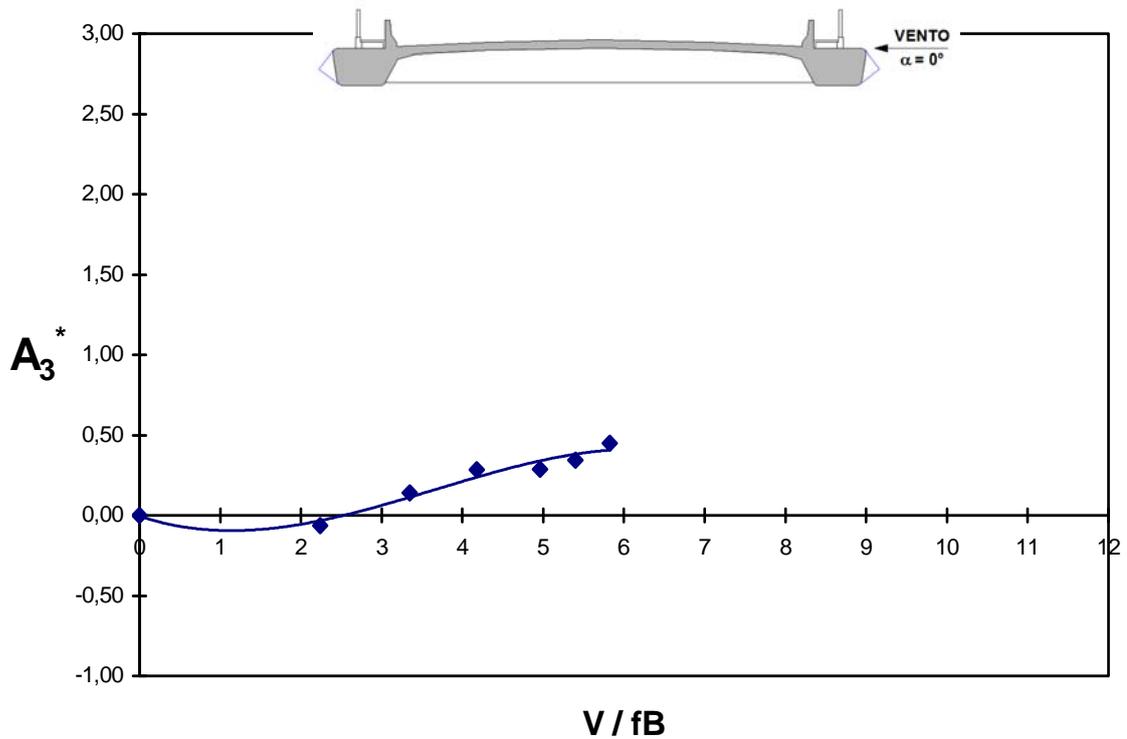


Fig. 5.105 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_25_T_00).

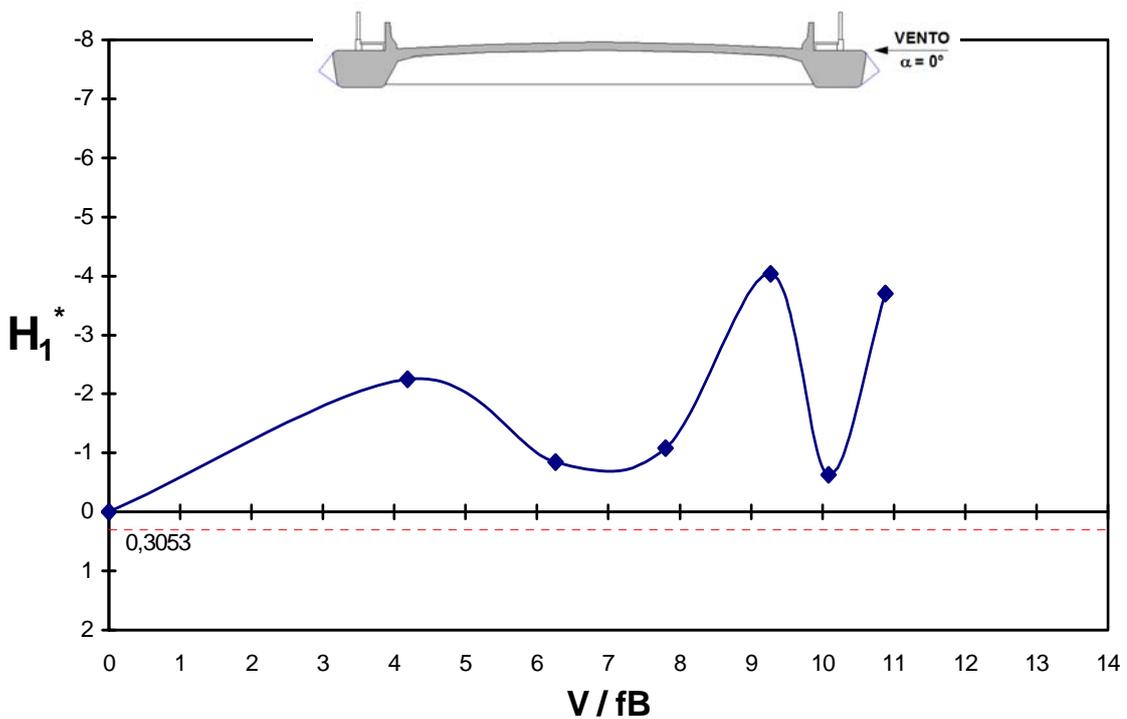


Fig. 5.106 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PON_25_T_00).

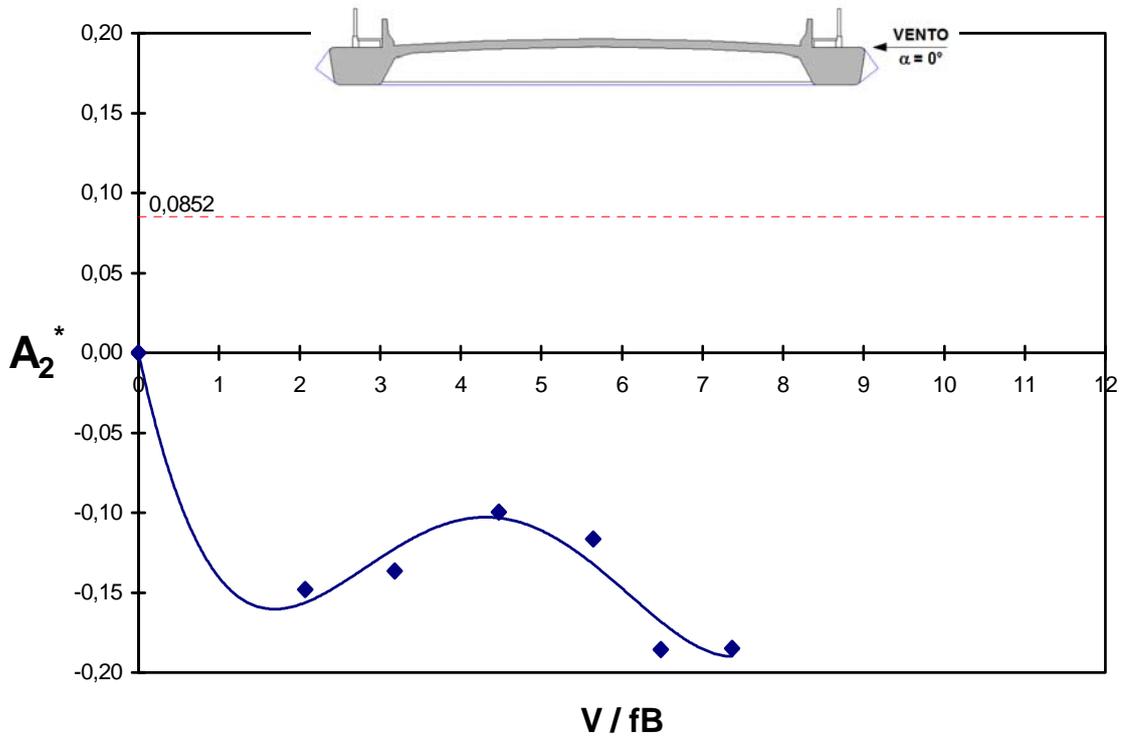


Fig. 5.107 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).

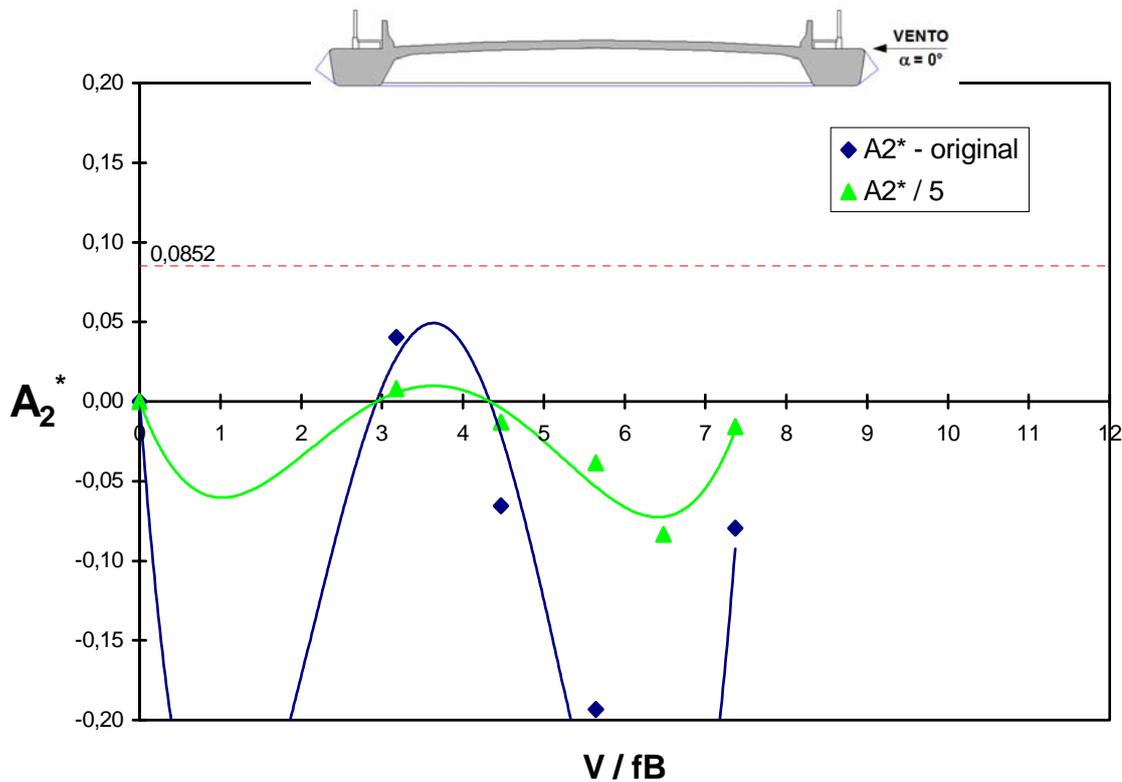


Fig. 5.108 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).

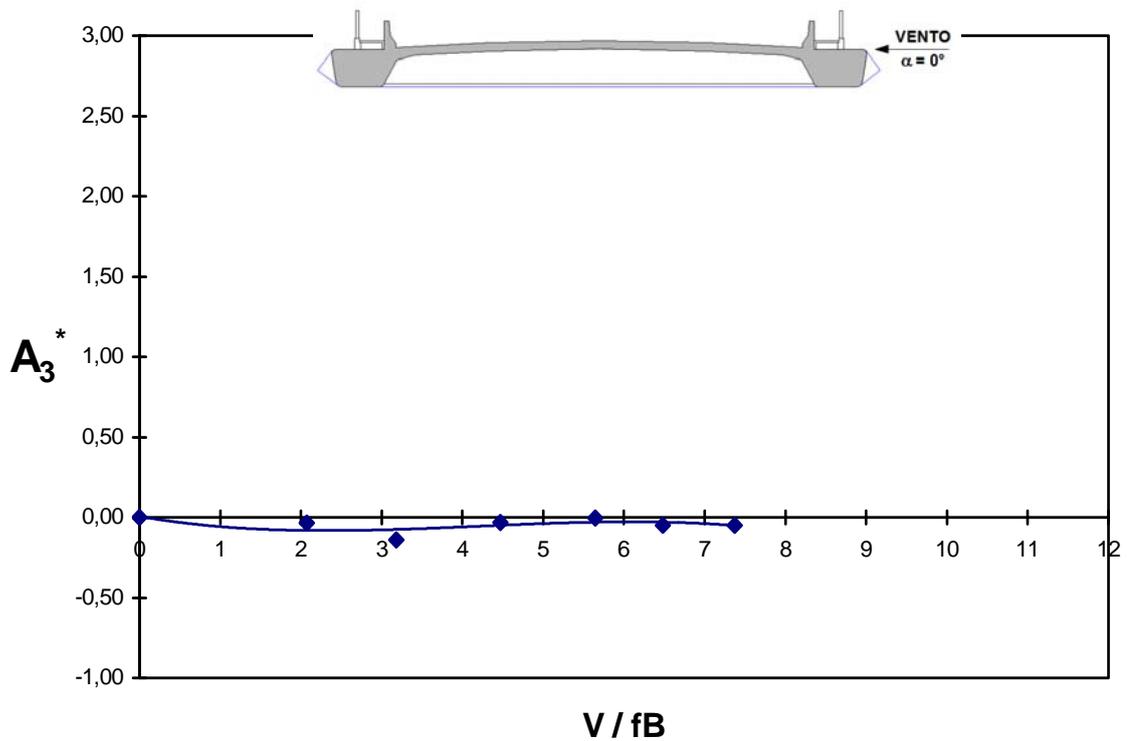


Fig. 5.109 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).

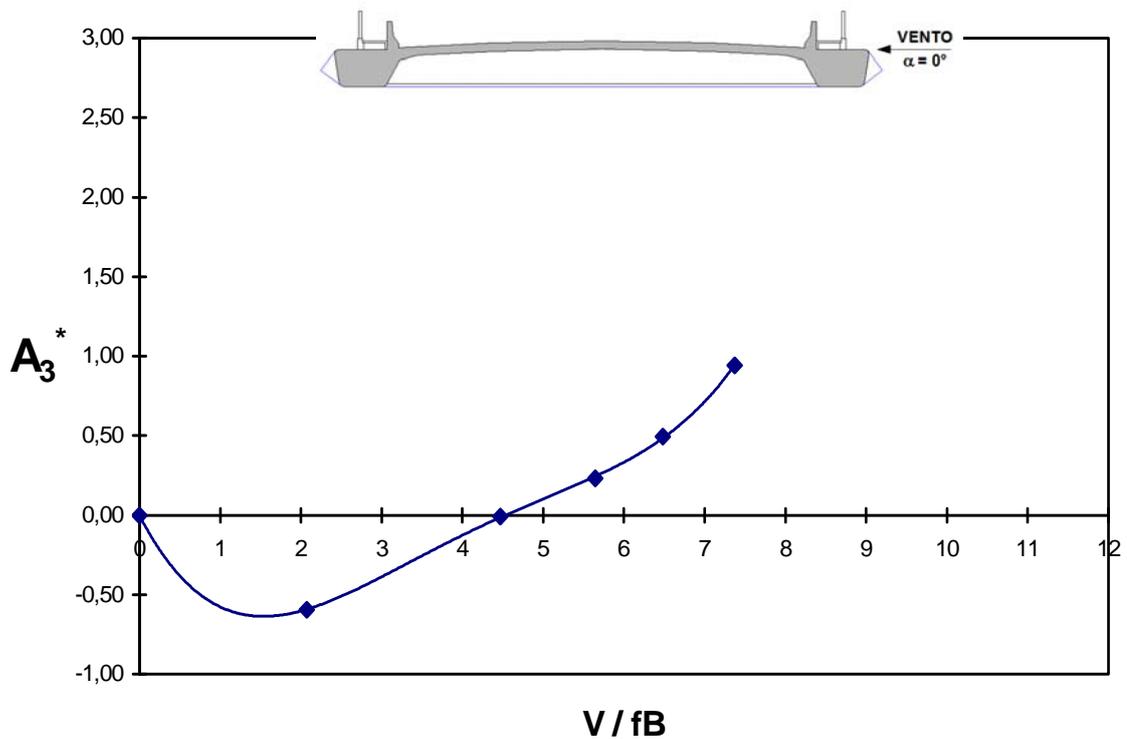


Fig. 5.110 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).

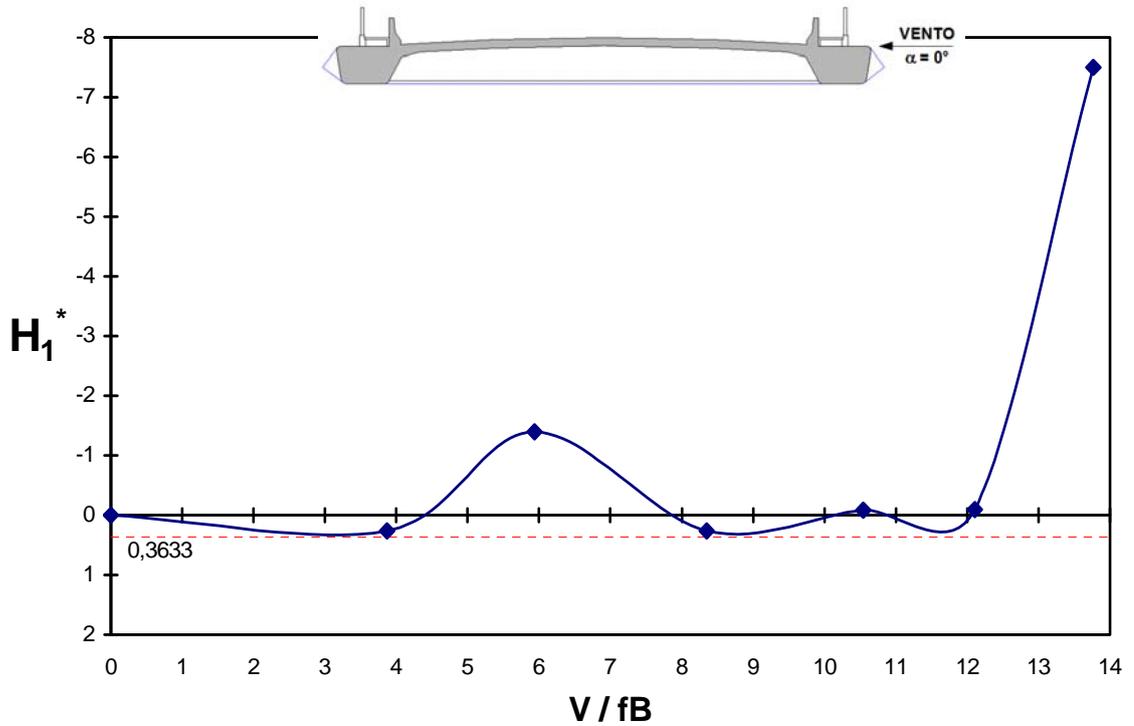


Fig. 5.111 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).

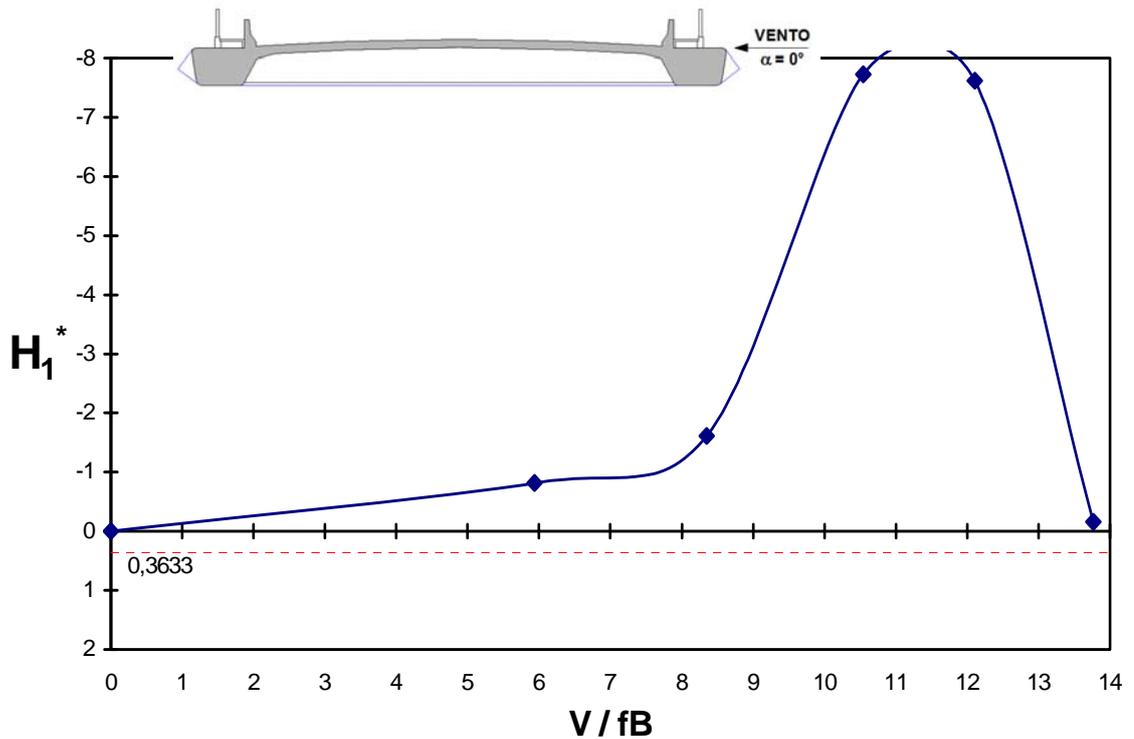


Fig. 5.112 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_25_S_00).

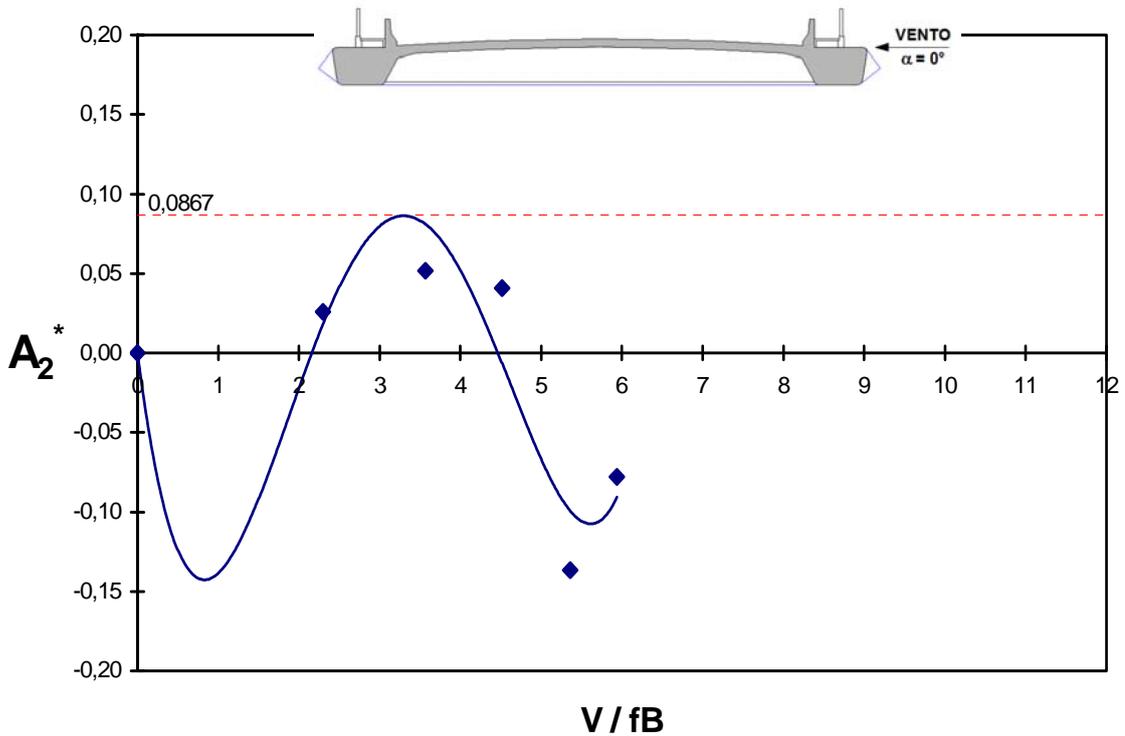


Fig. 5.113 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00).

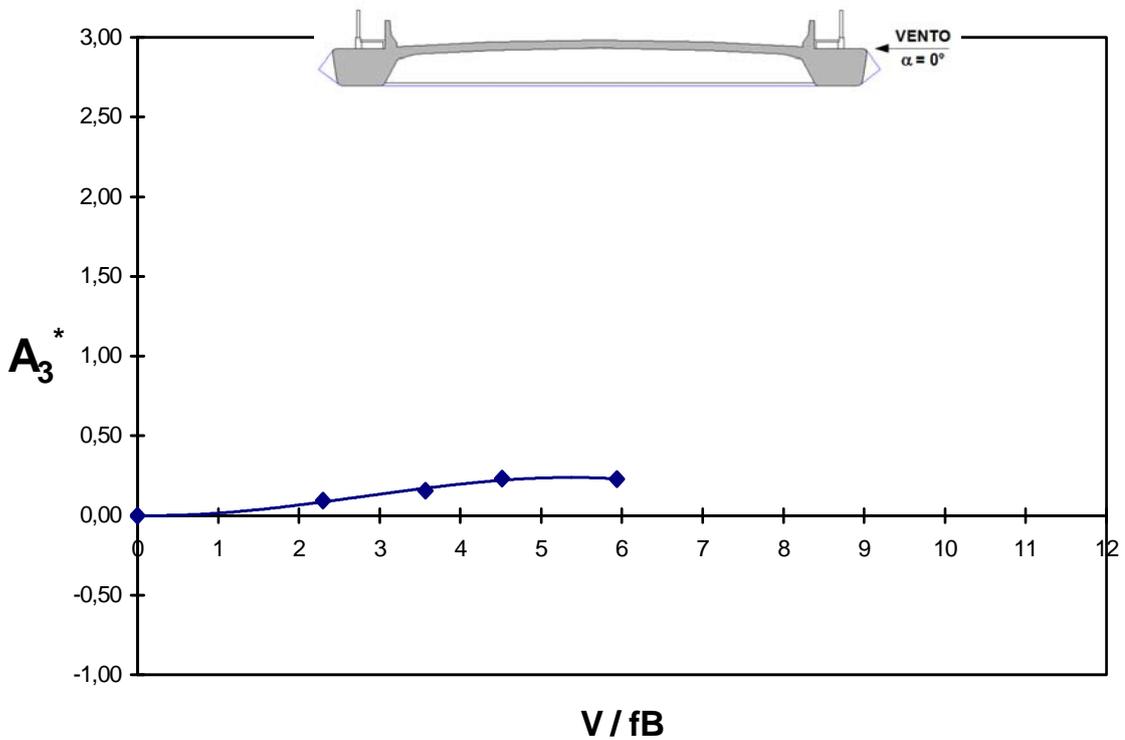


Fig. 5.114 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00).

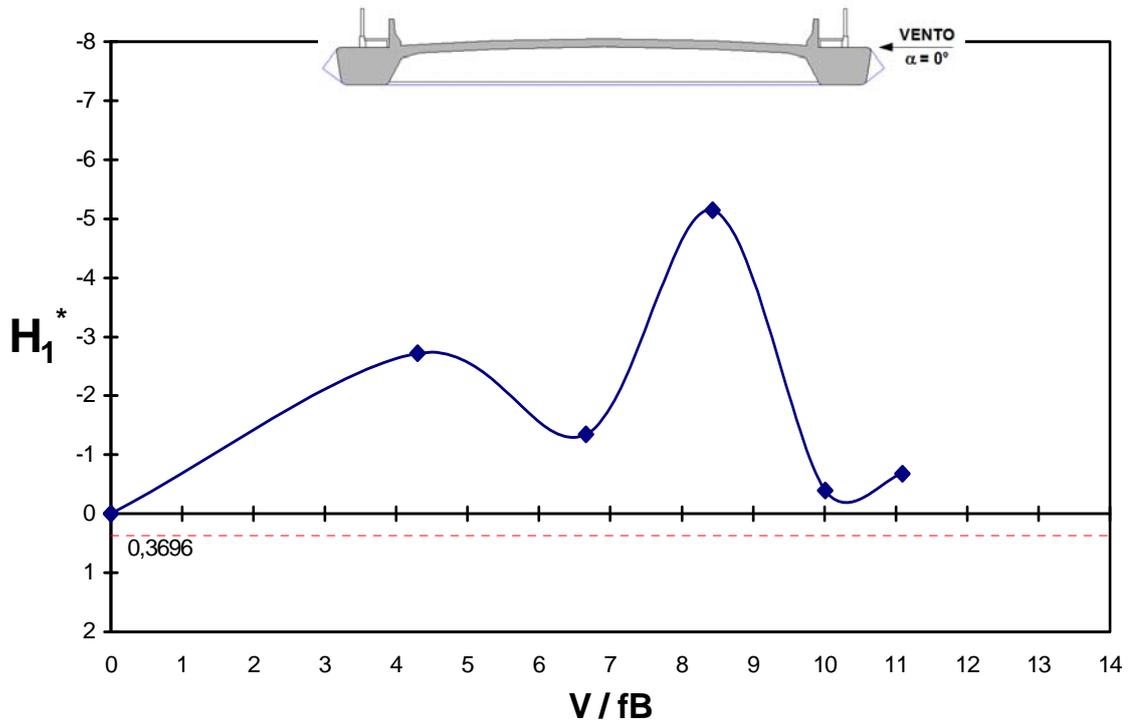


Fig. 5.115 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_25_T_00).

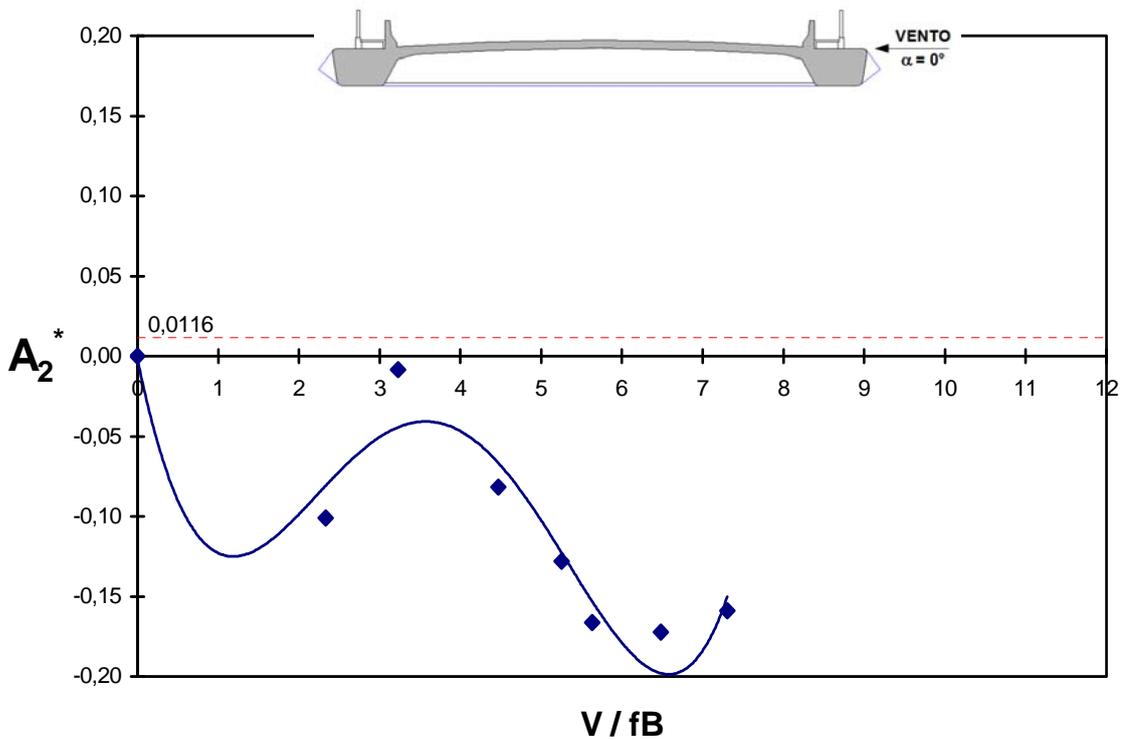


Fig. 5.116 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).

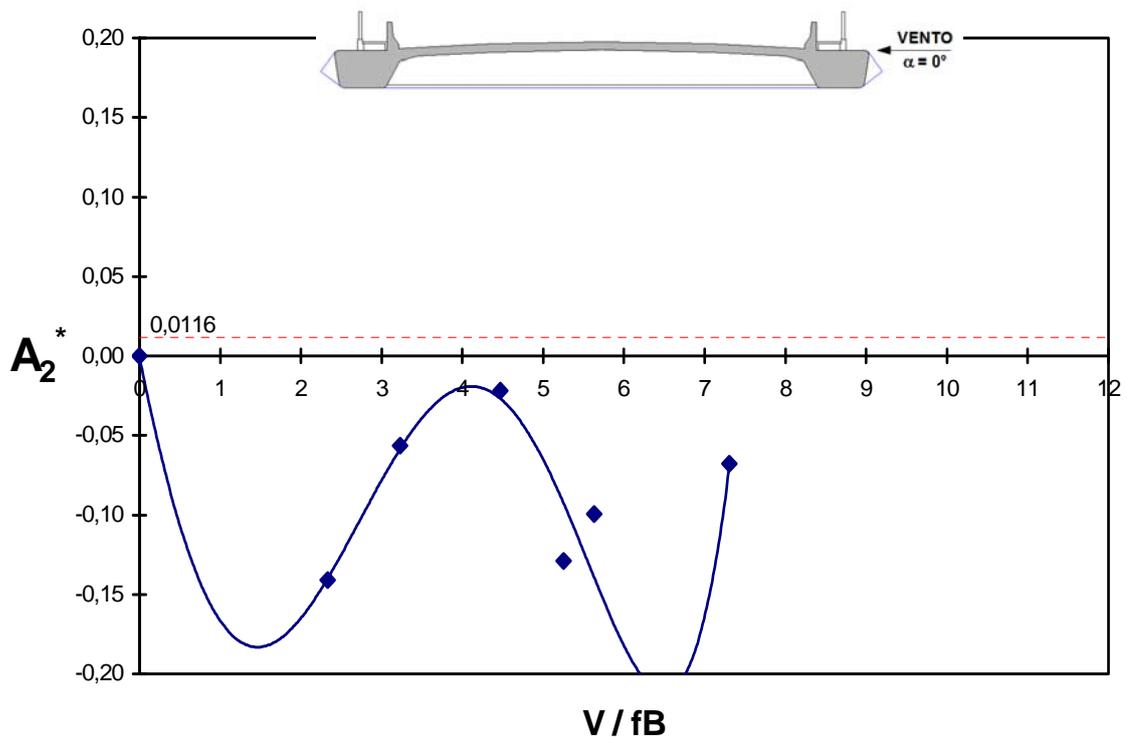


Fig. 5.117 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).

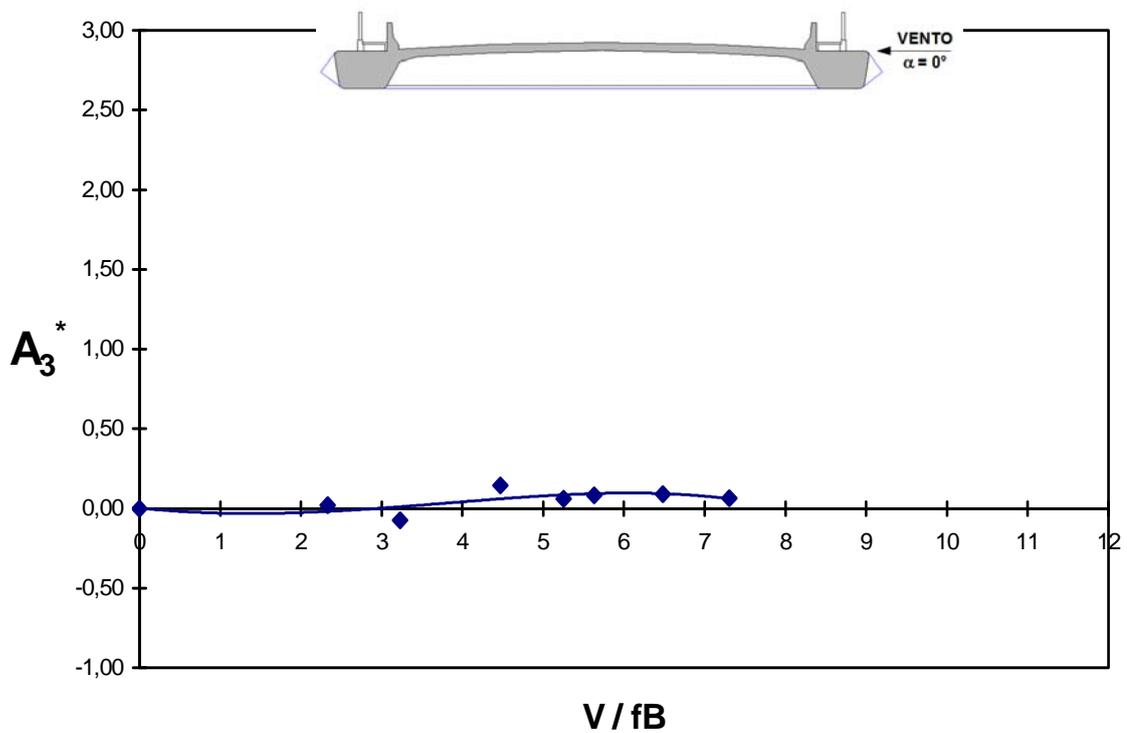


Fig. 5.118 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).

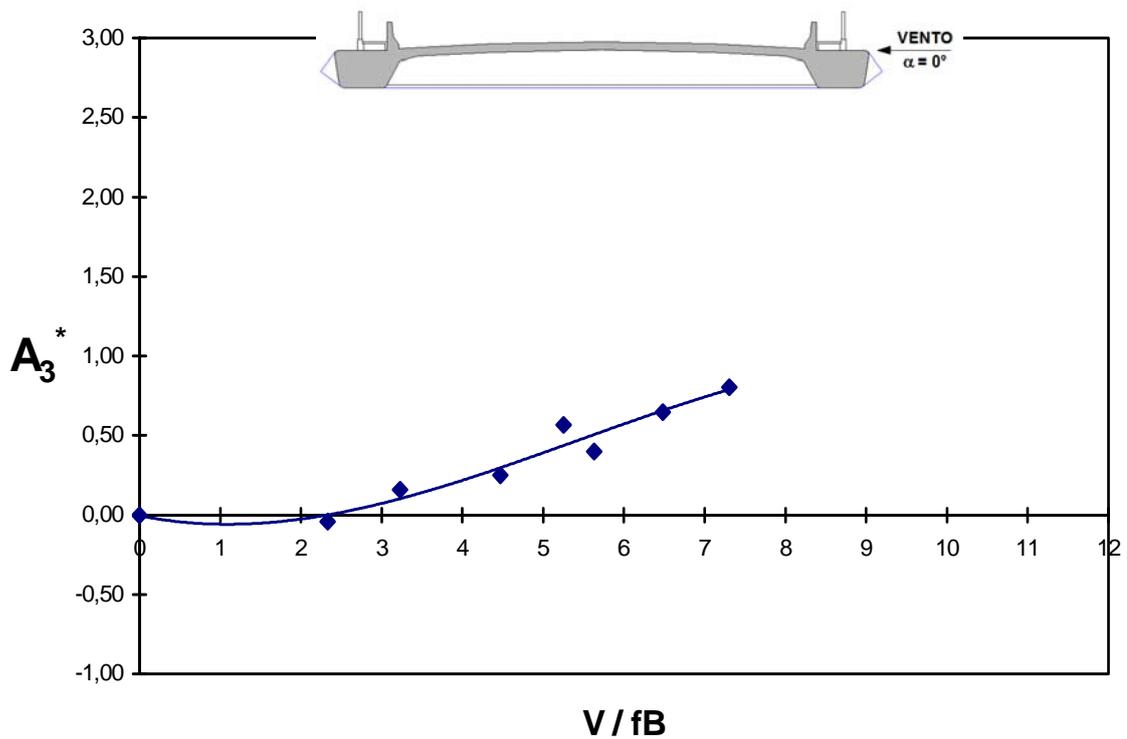


Fig. 5.119 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).

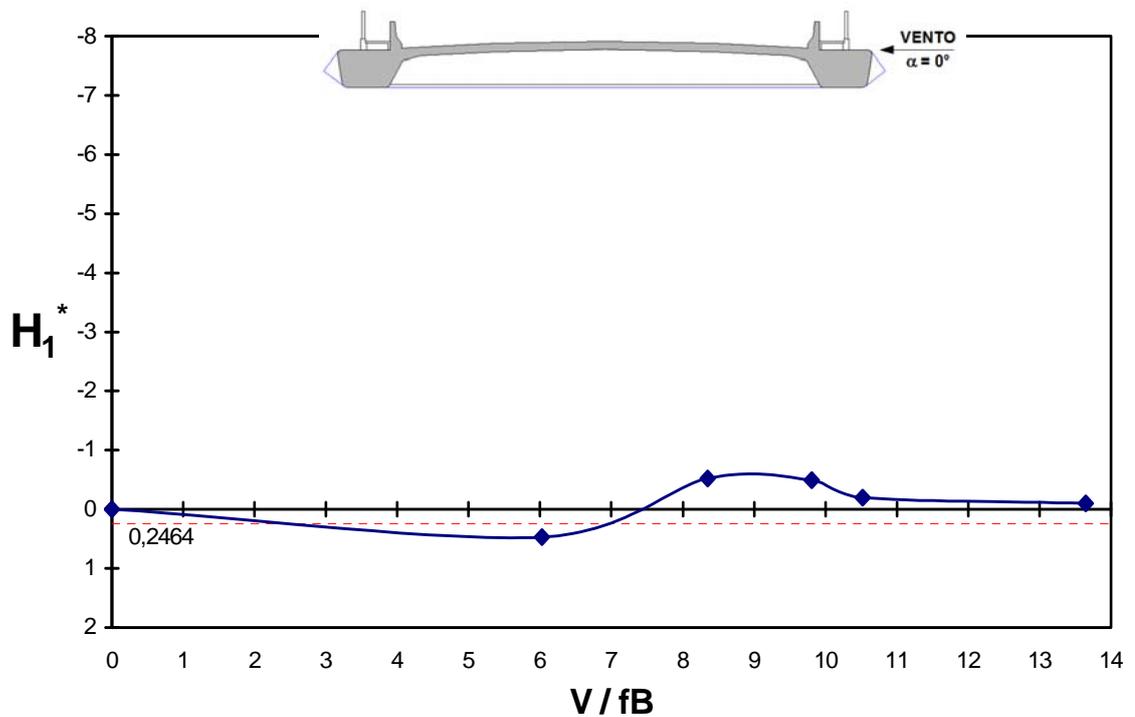


Fig. 5.120 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).

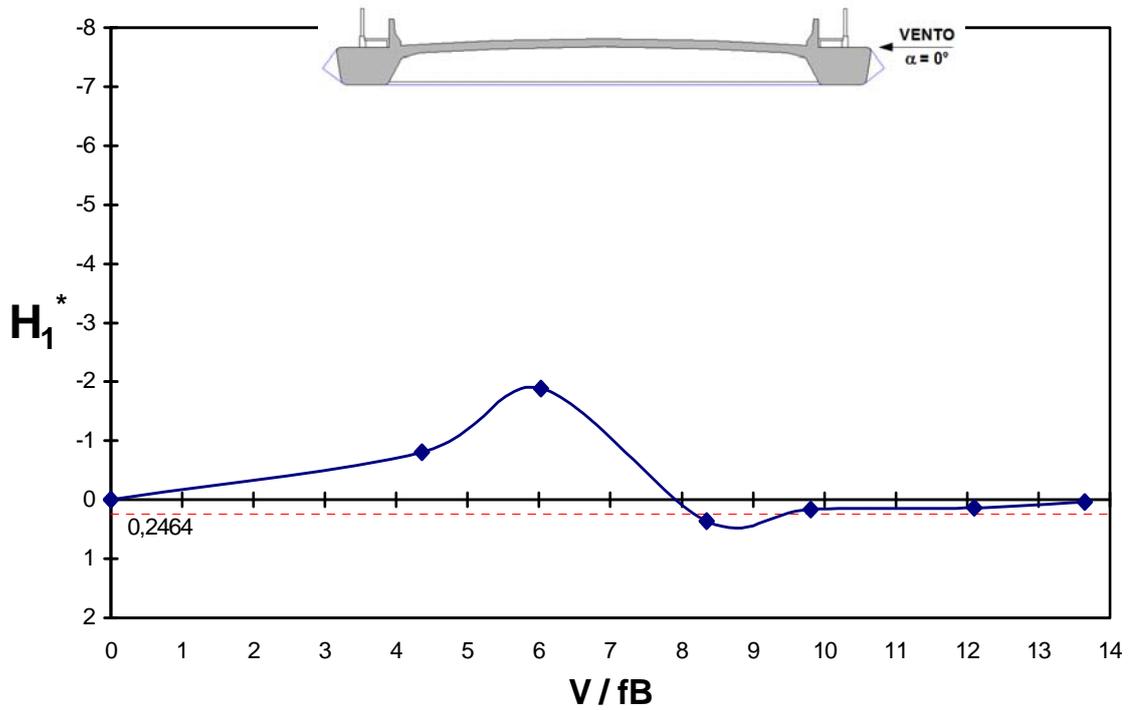


Fig. 5.121 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PCN_00_S_00).

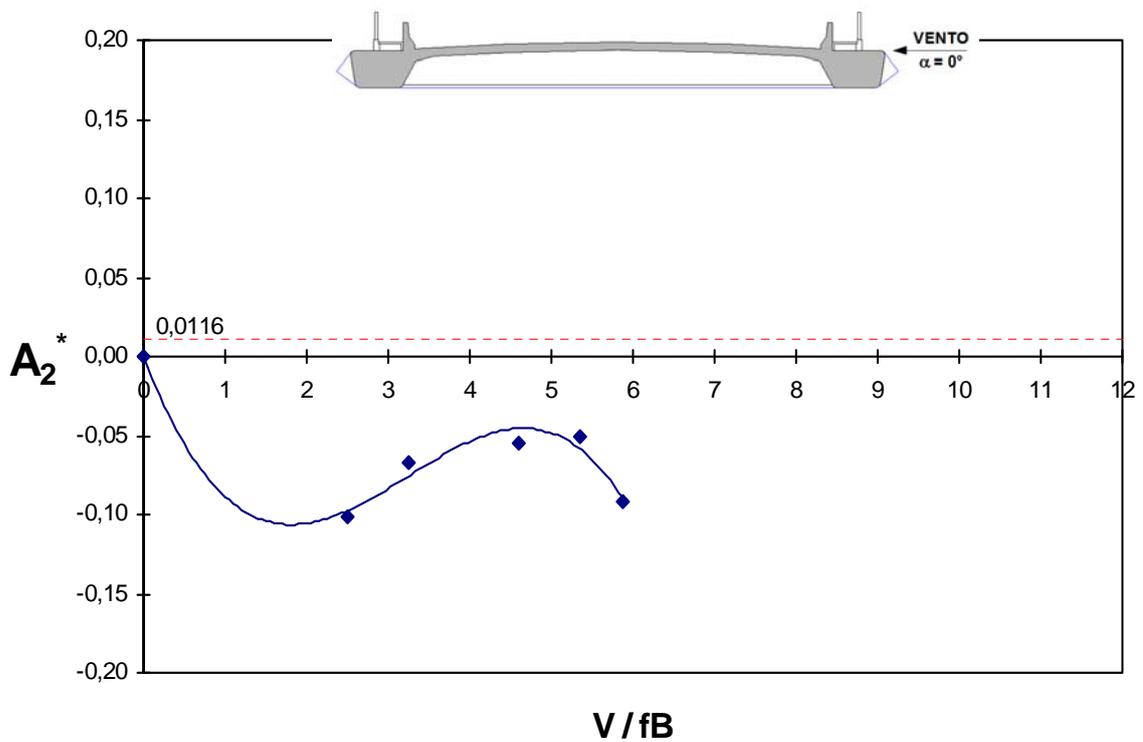


Fig. 5.122 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_00_T_00).

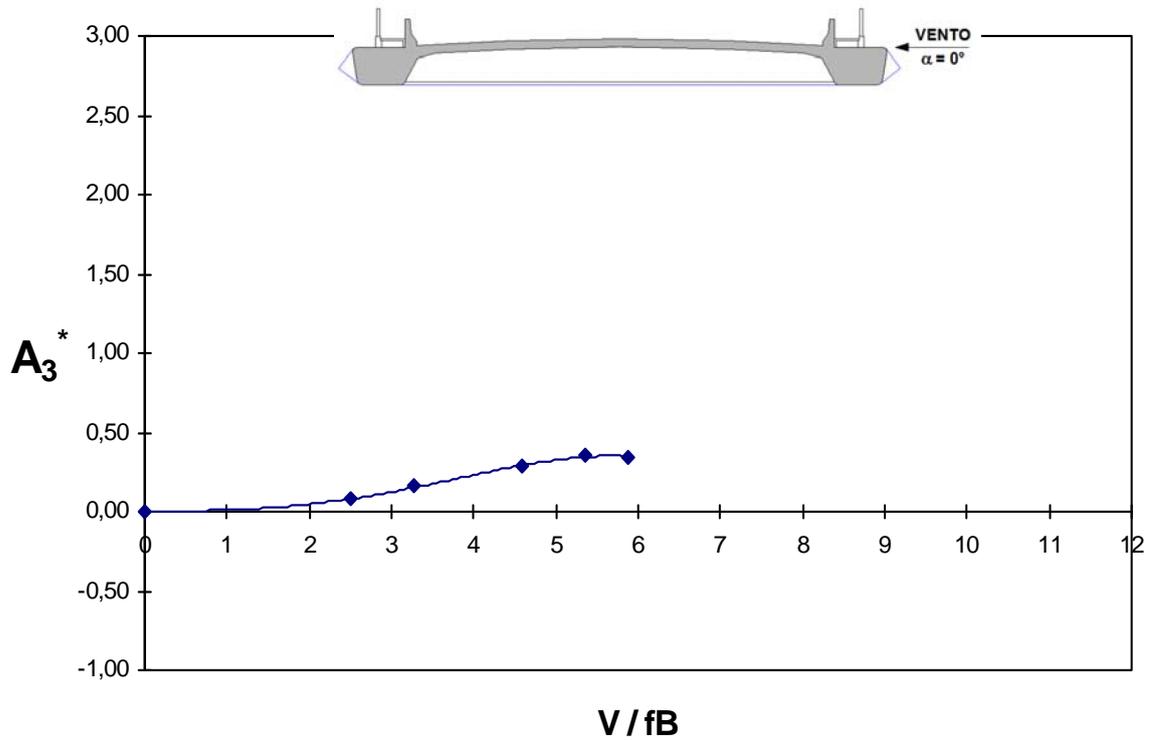


Fig. 5.123 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_00_T_00).

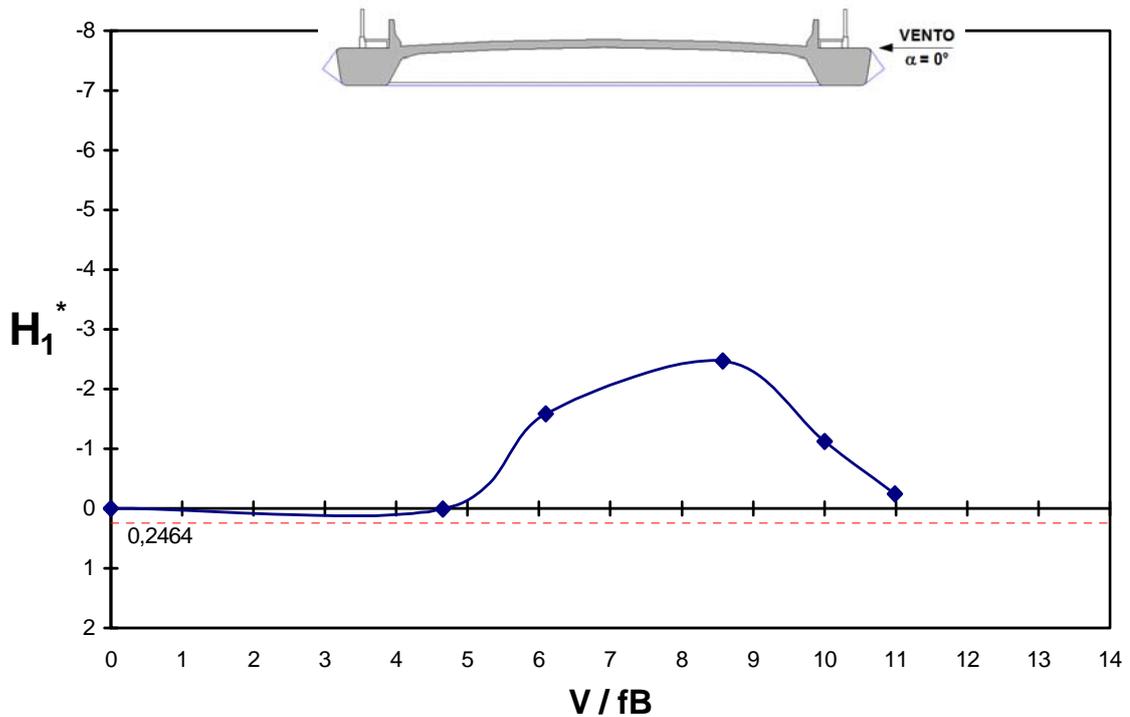


Fig. 5.124 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PCN_00_T_00).

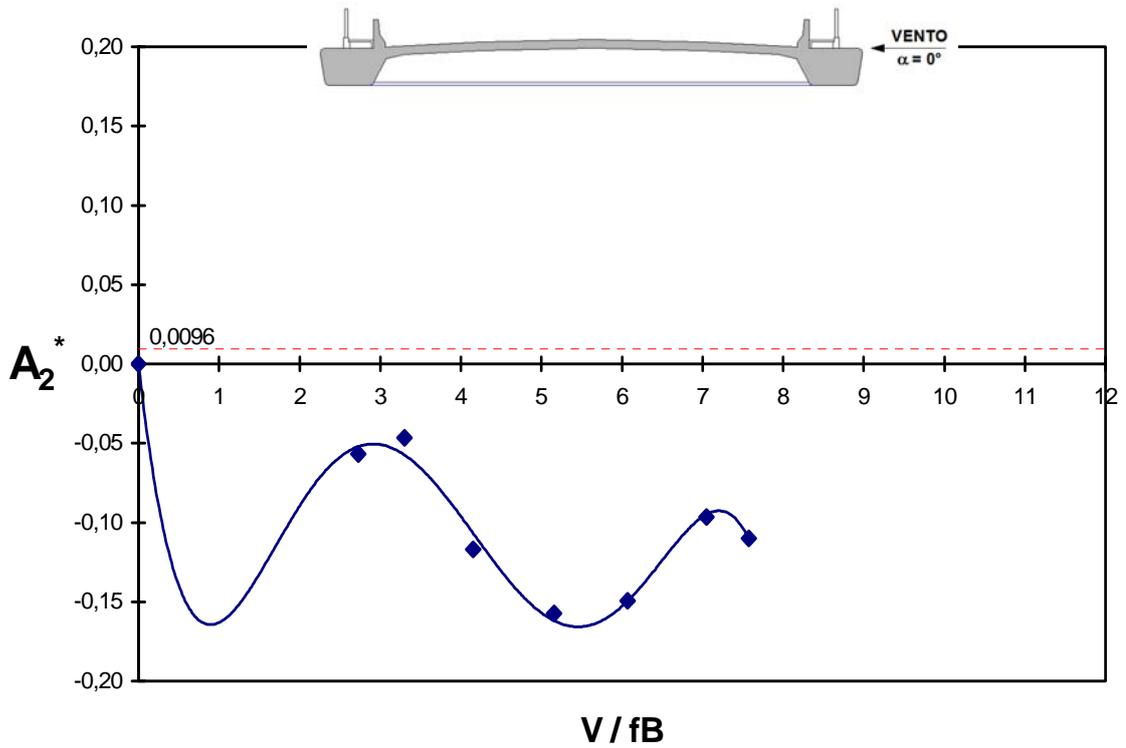


Fig. 5.125 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).

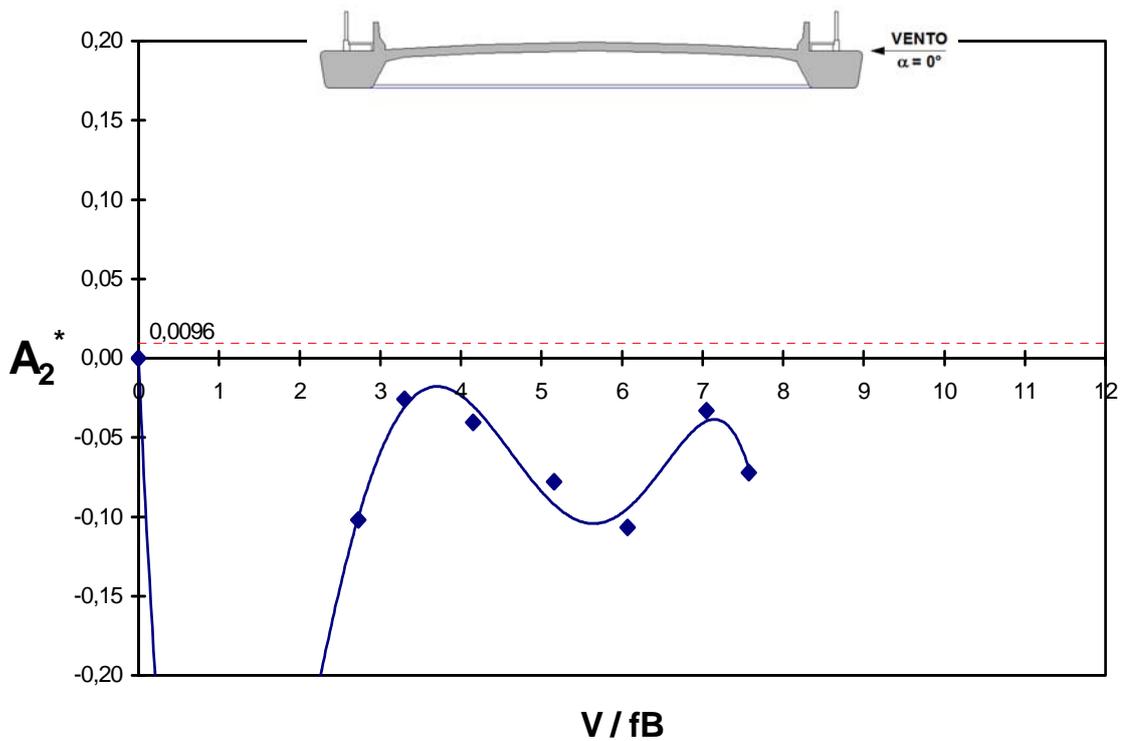


Fig. 5.126 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).

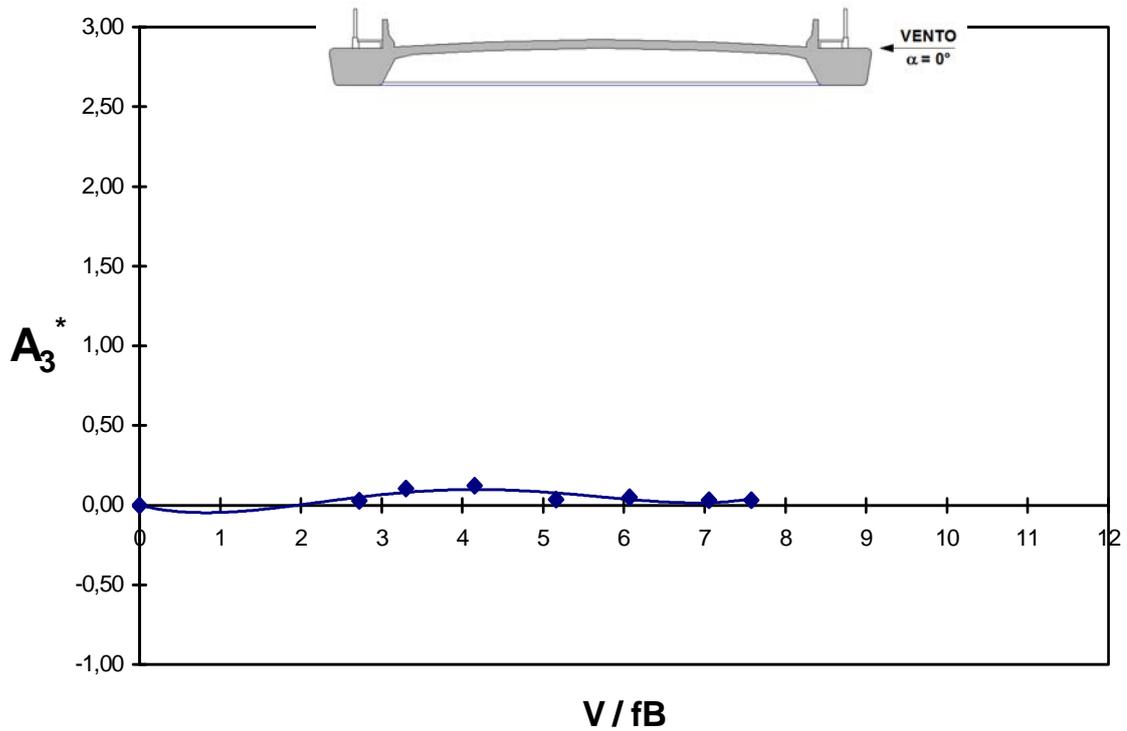


Fig. 5.127 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).

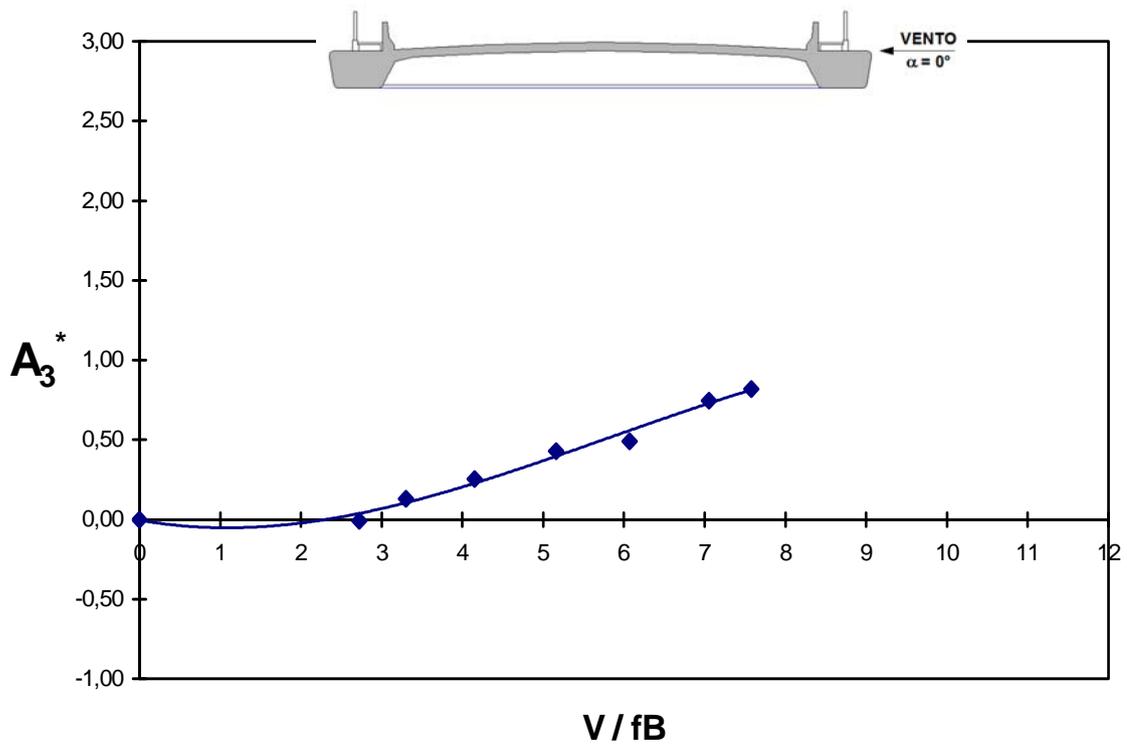


Fig. 5.128 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).

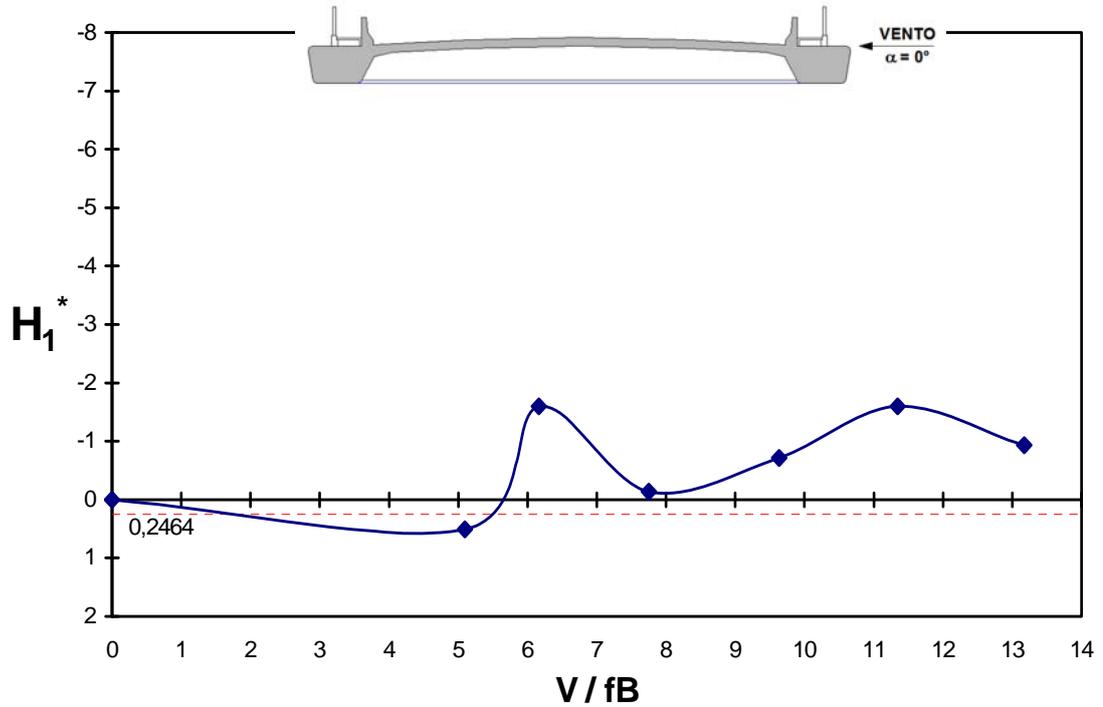


Fig. 5.129 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).

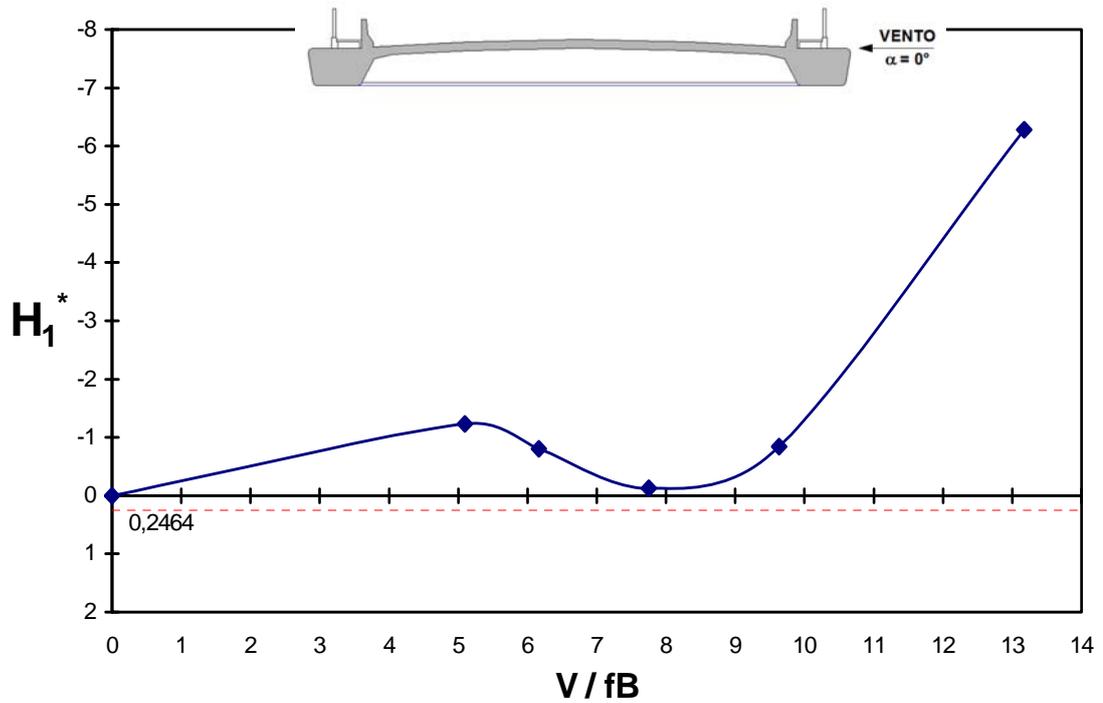


Fig. 5.130 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PC_00_S_00).

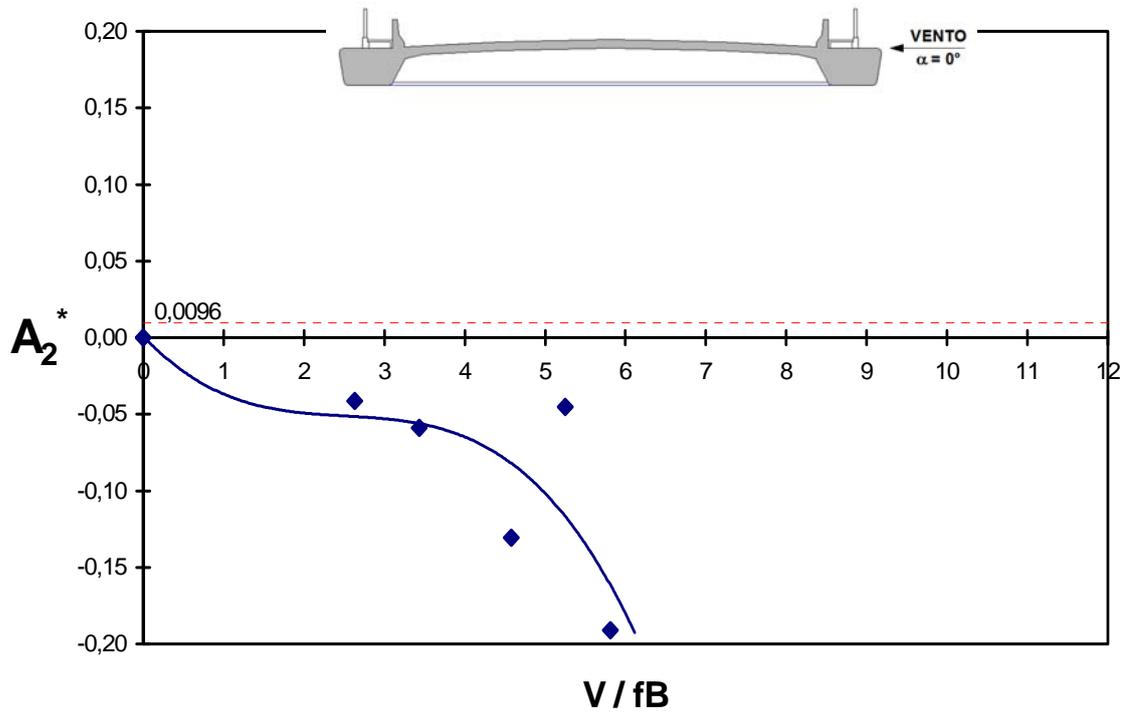


Fig. 5.131 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PC_00_T_00).

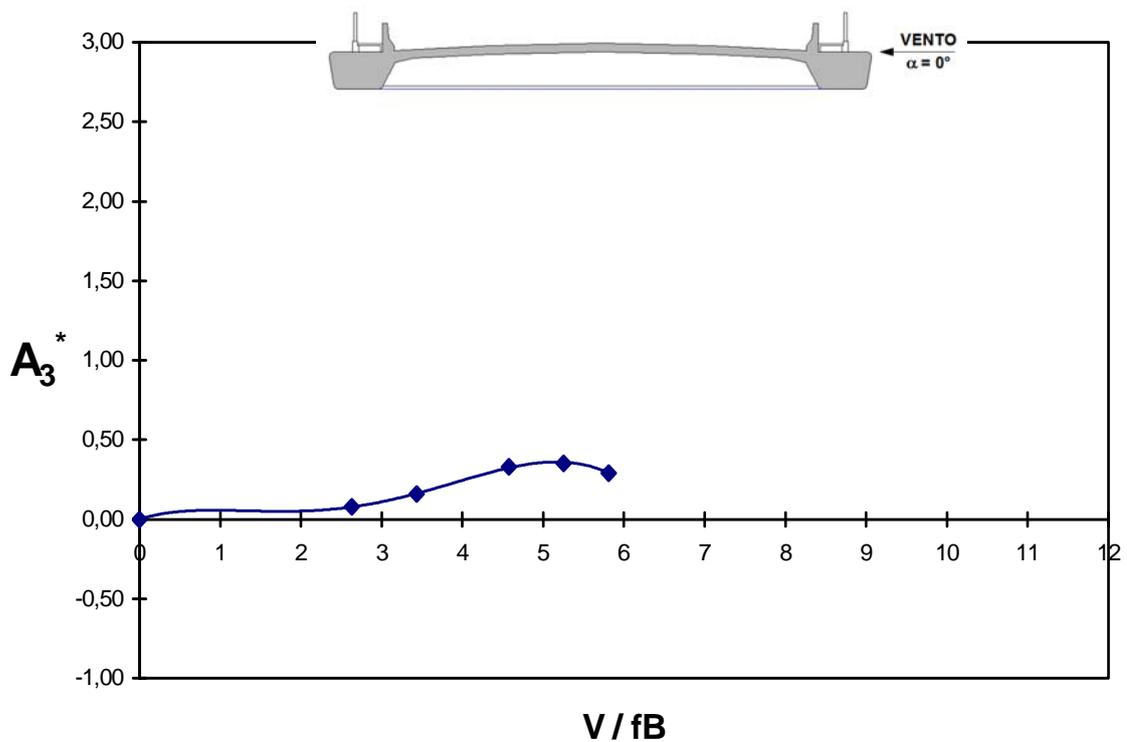


Fig. 5.132 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PC_00_T_00).

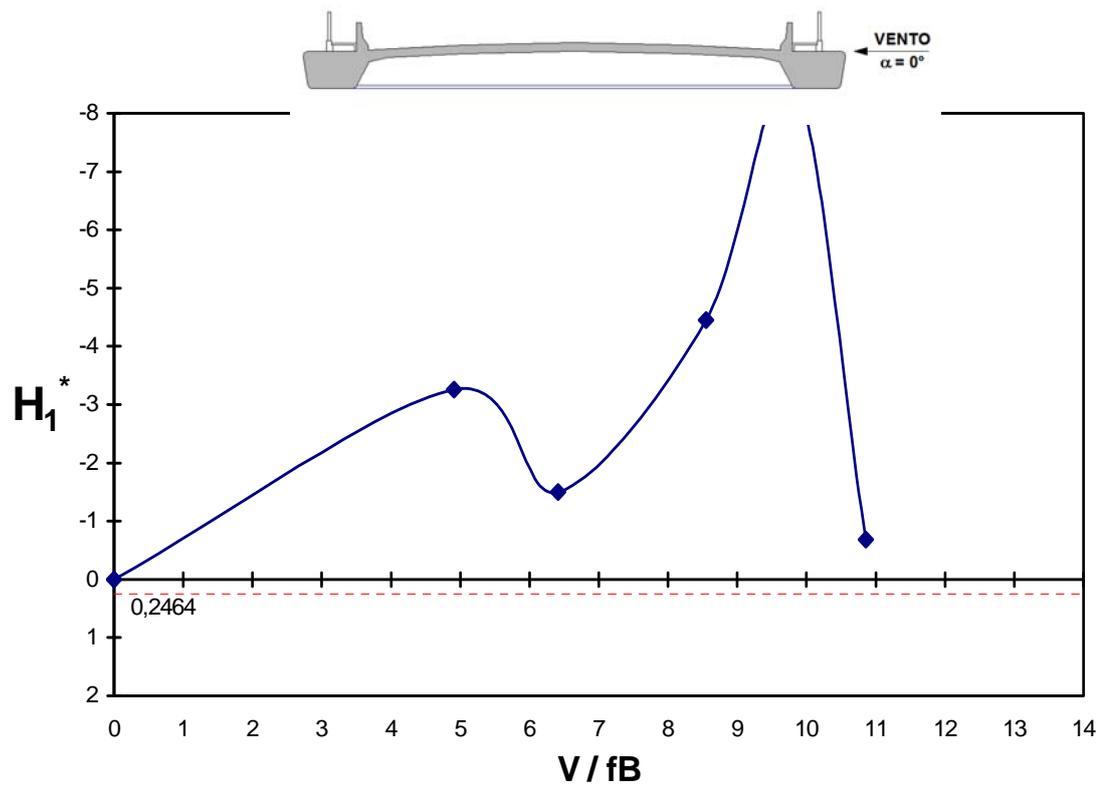


Fig. 5.133 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PC_00_T_00).

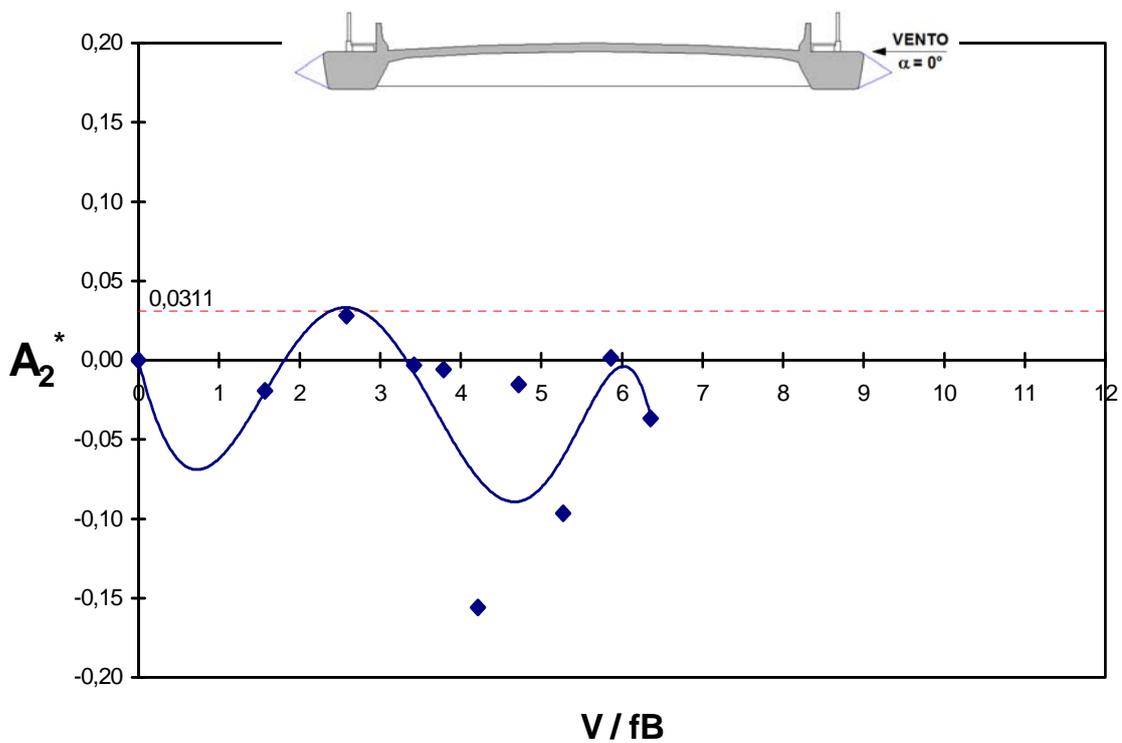


Fig. 5.134 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_S_00).

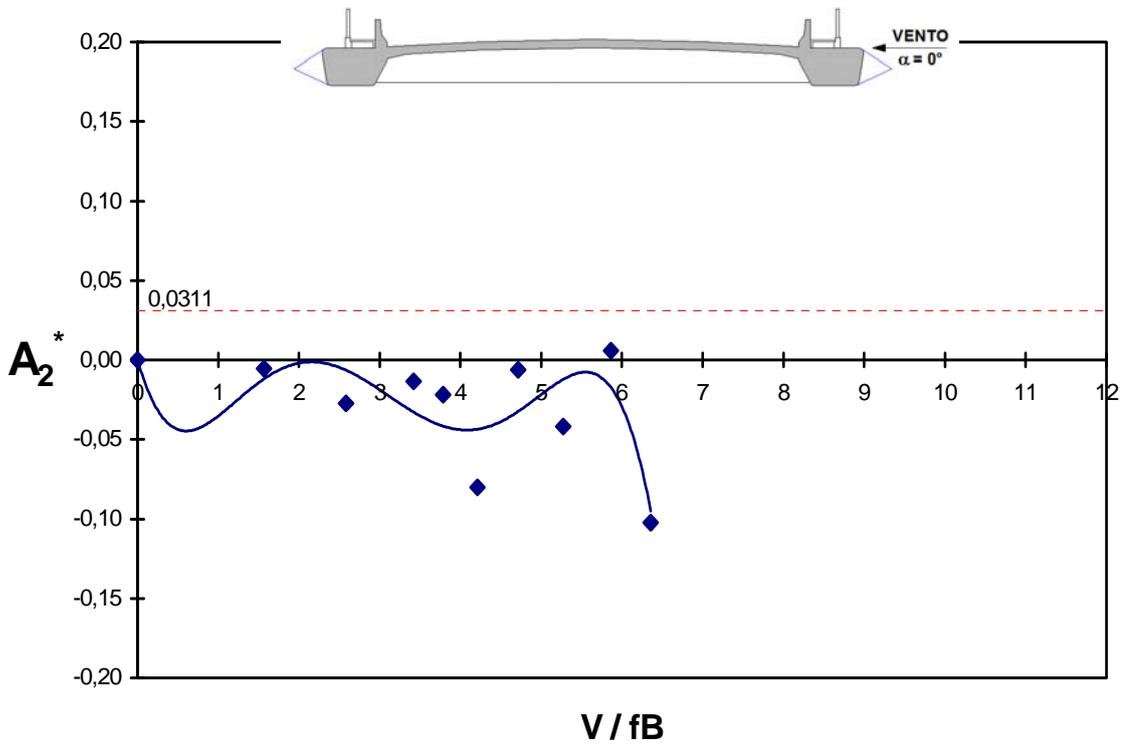


Fig. 5.135 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_S_00).

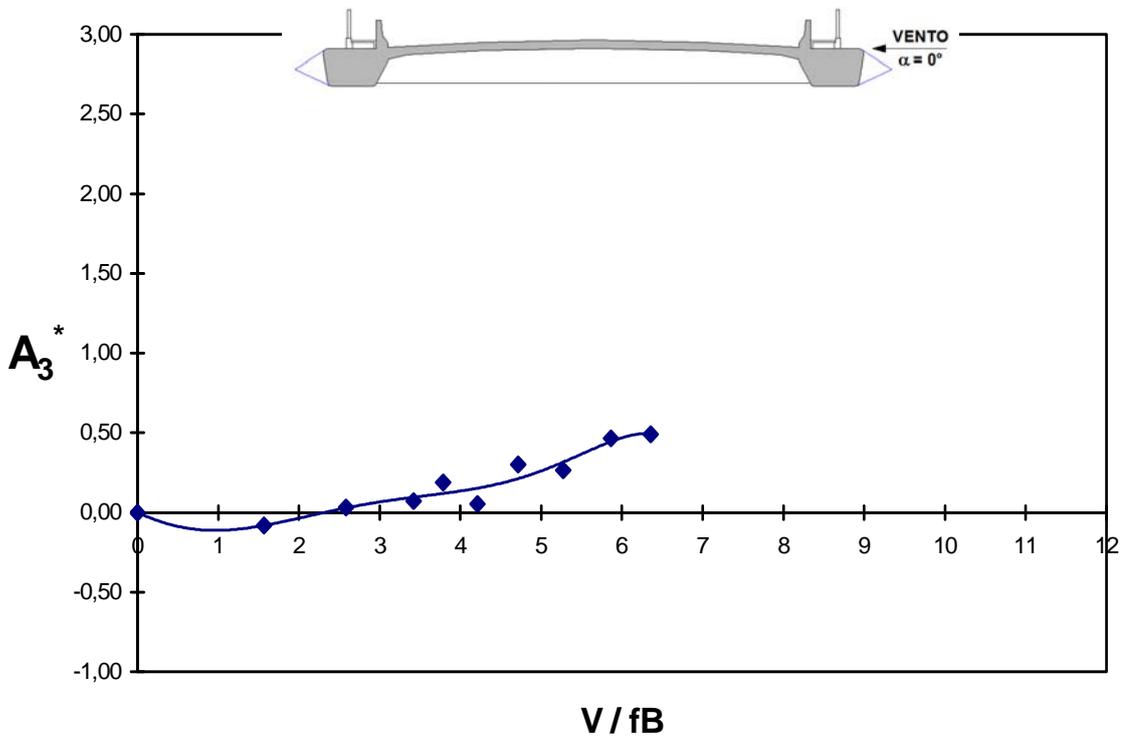


Fig. 5.136 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_S_00).

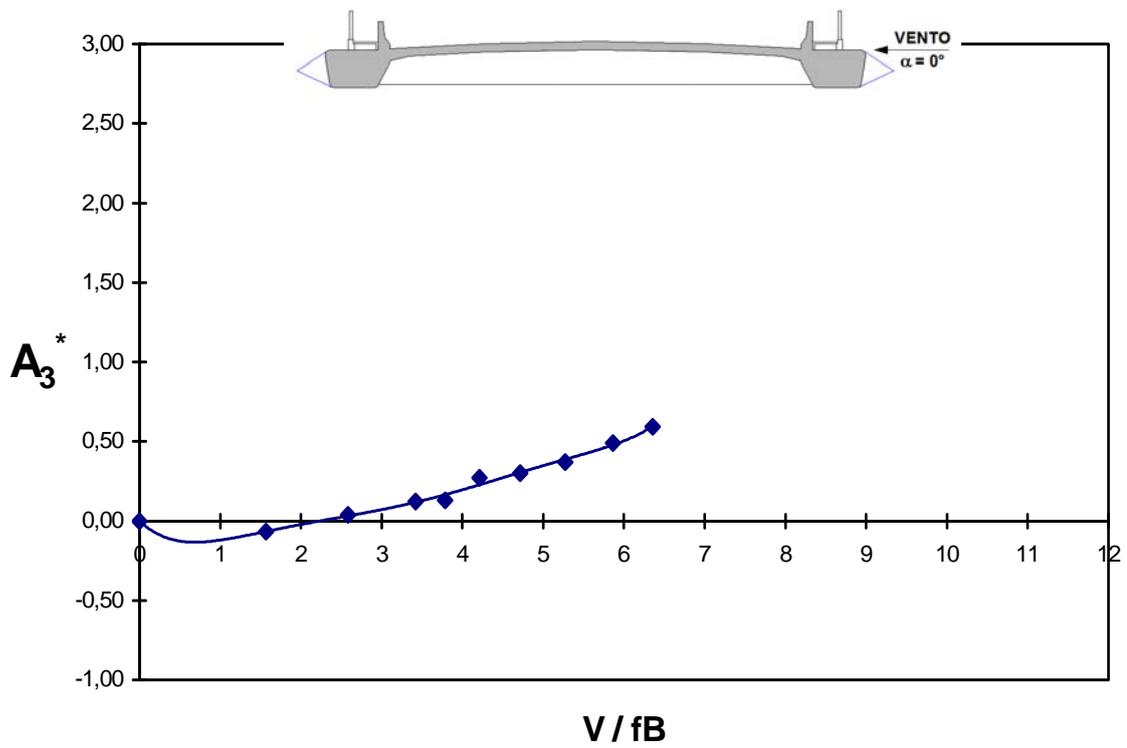


Fig. 5.137 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_00_S_00).

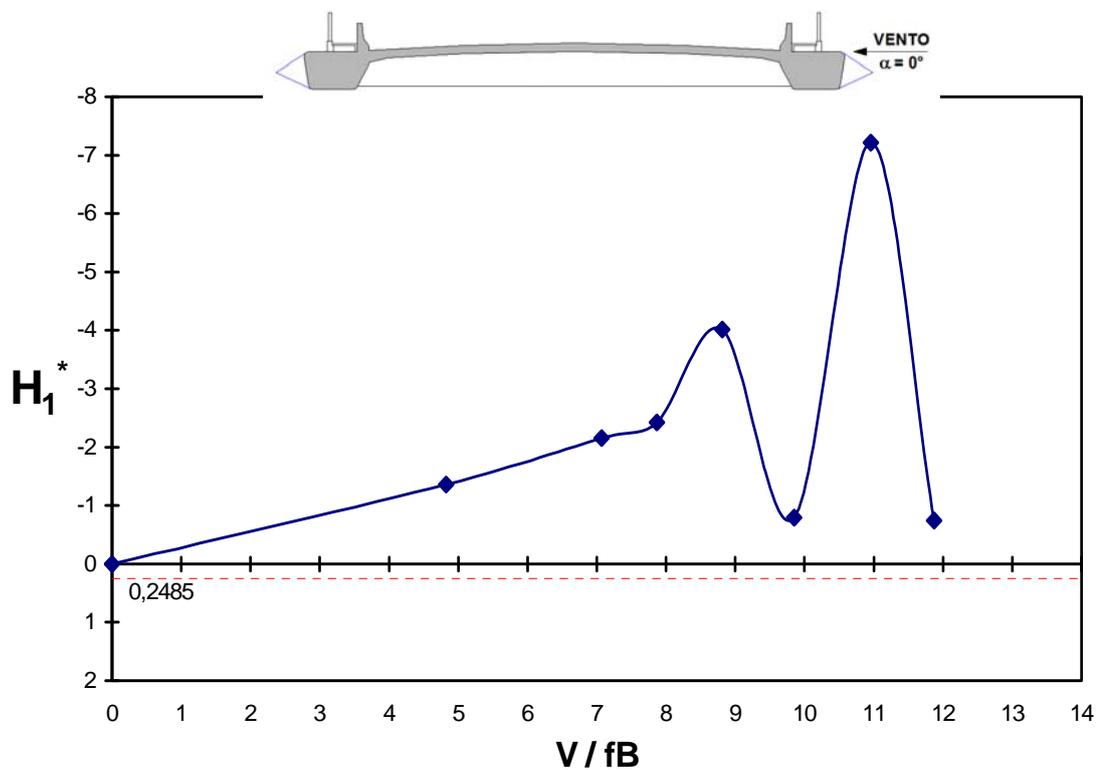


Fig. 5.138 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: P0NP_00_S_00).

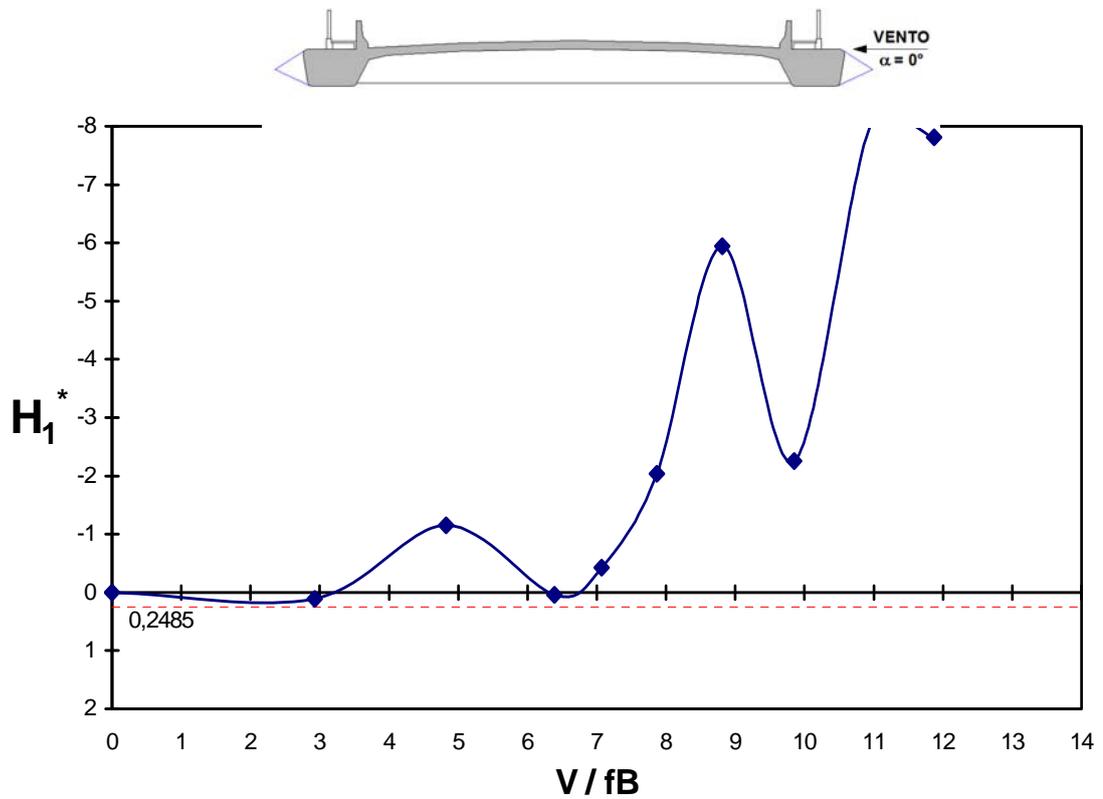


Fig. 5.139 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_00_S_00).

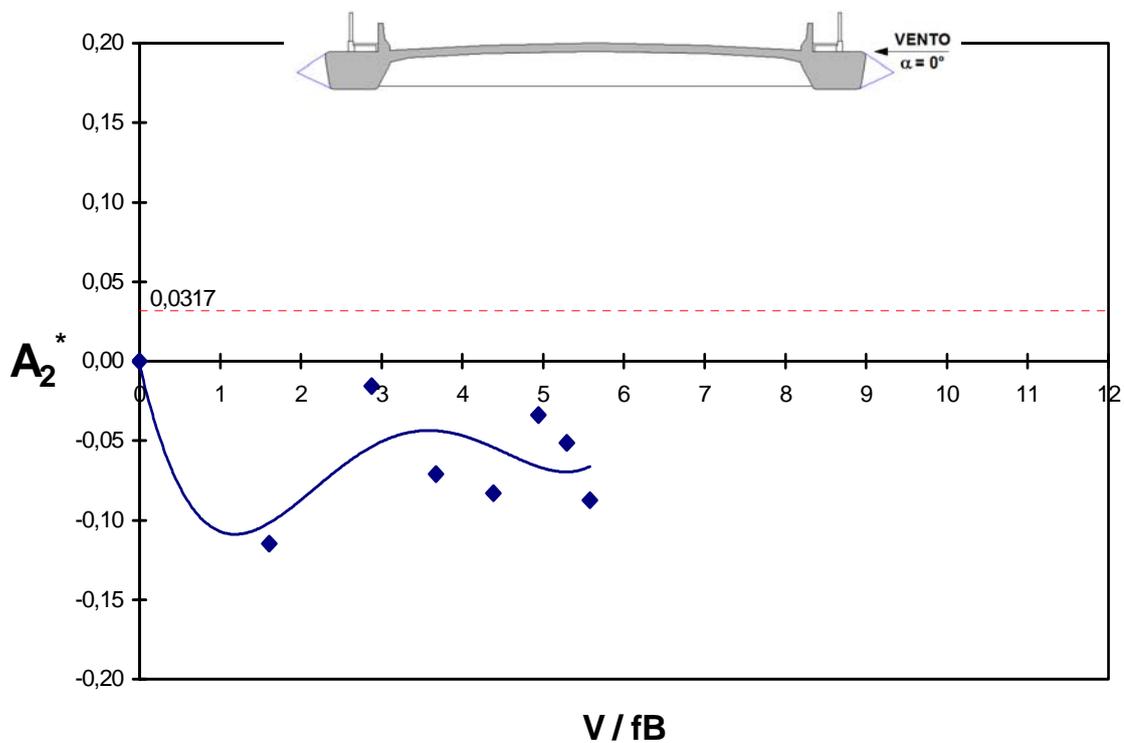


Fig. 5.140 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_T_00).

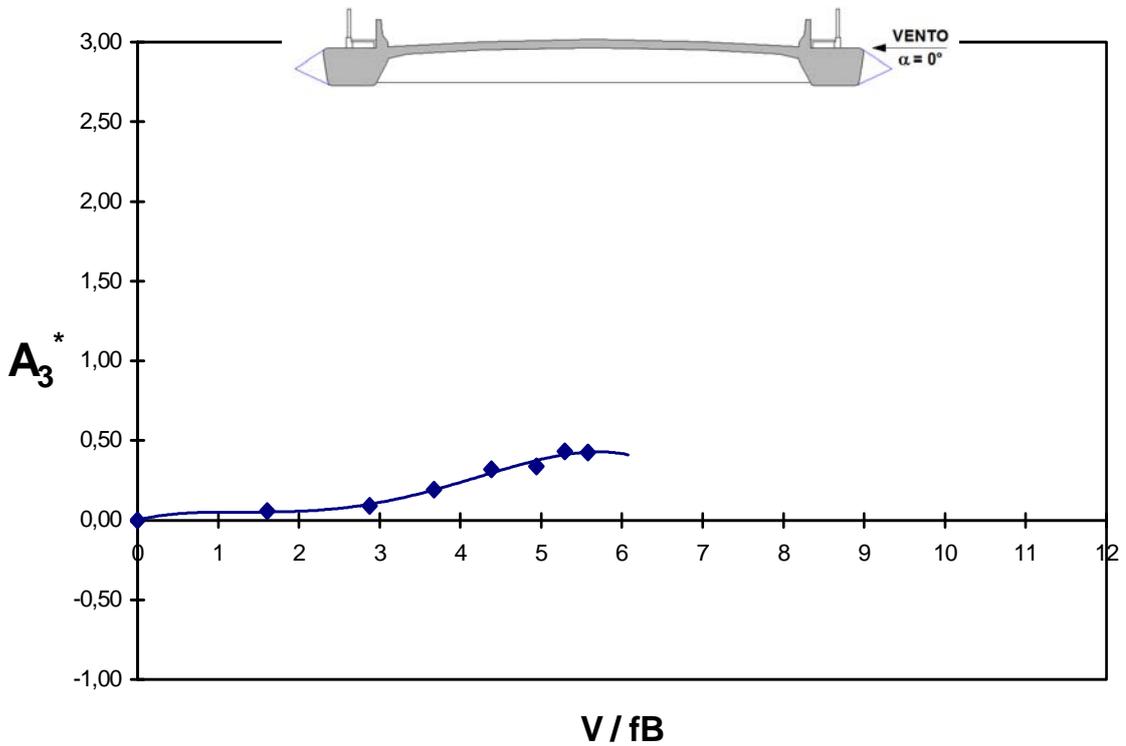


Fig. 5.141 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_T_00).

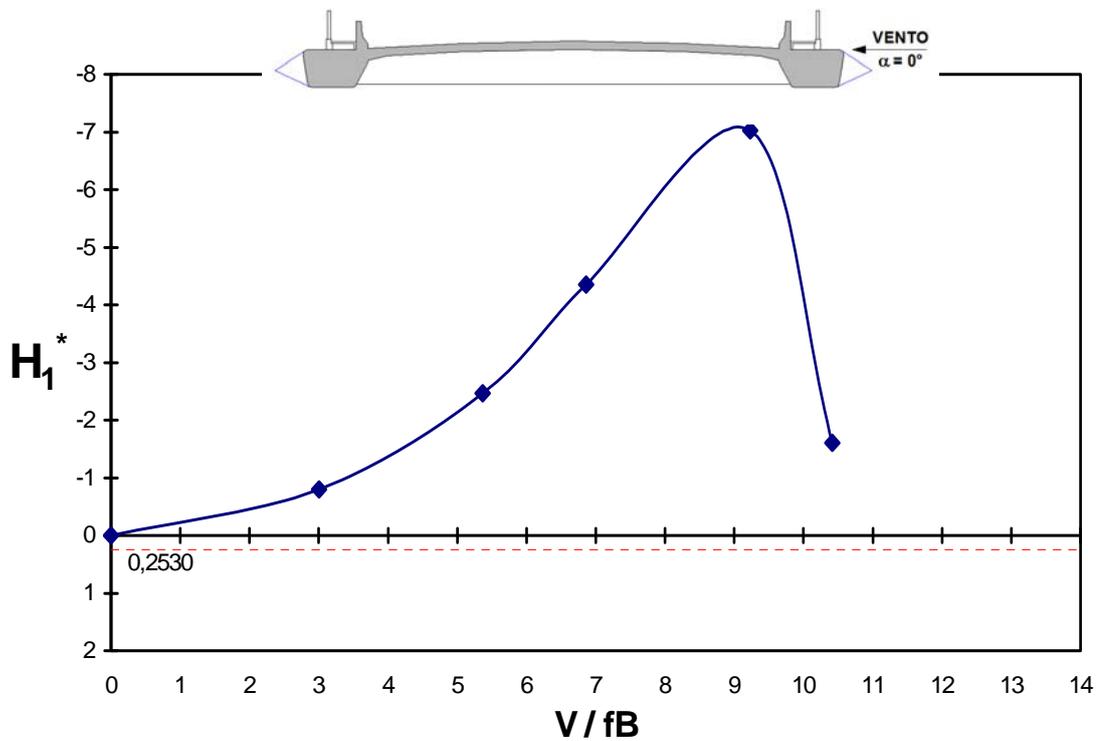


Fig. 5.142 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_00_T_00).

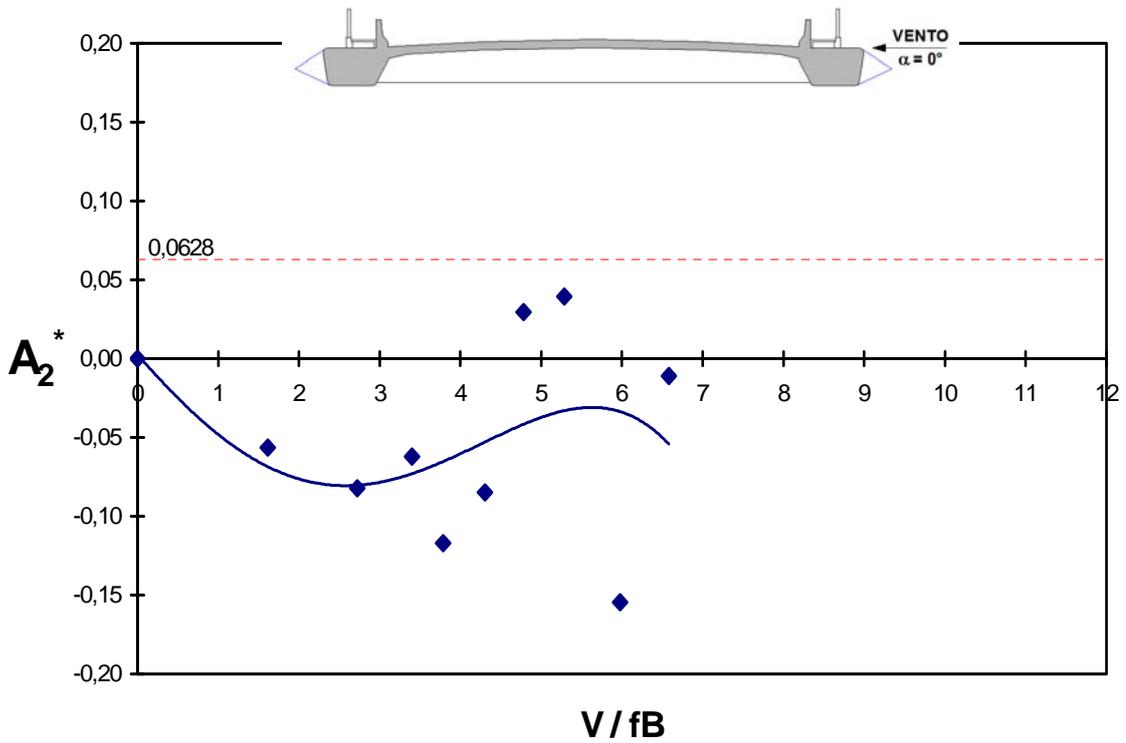


Fig. 5.143 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_S_00).

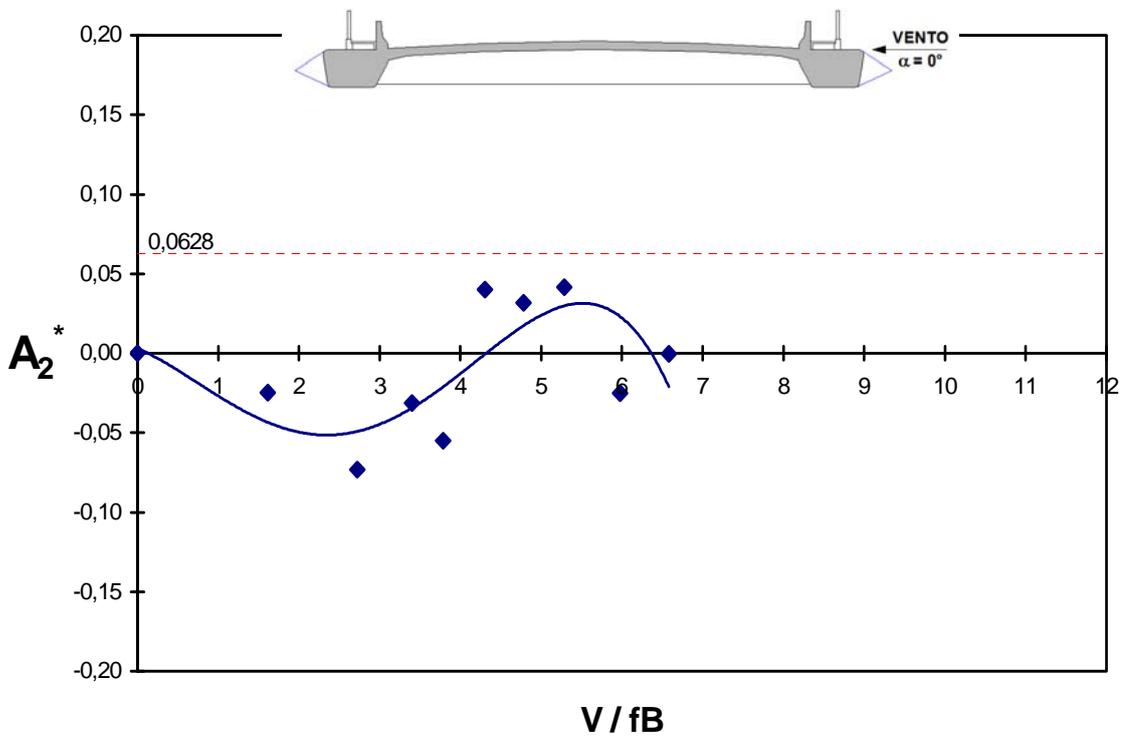


Fig. 5.144 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_S_00).

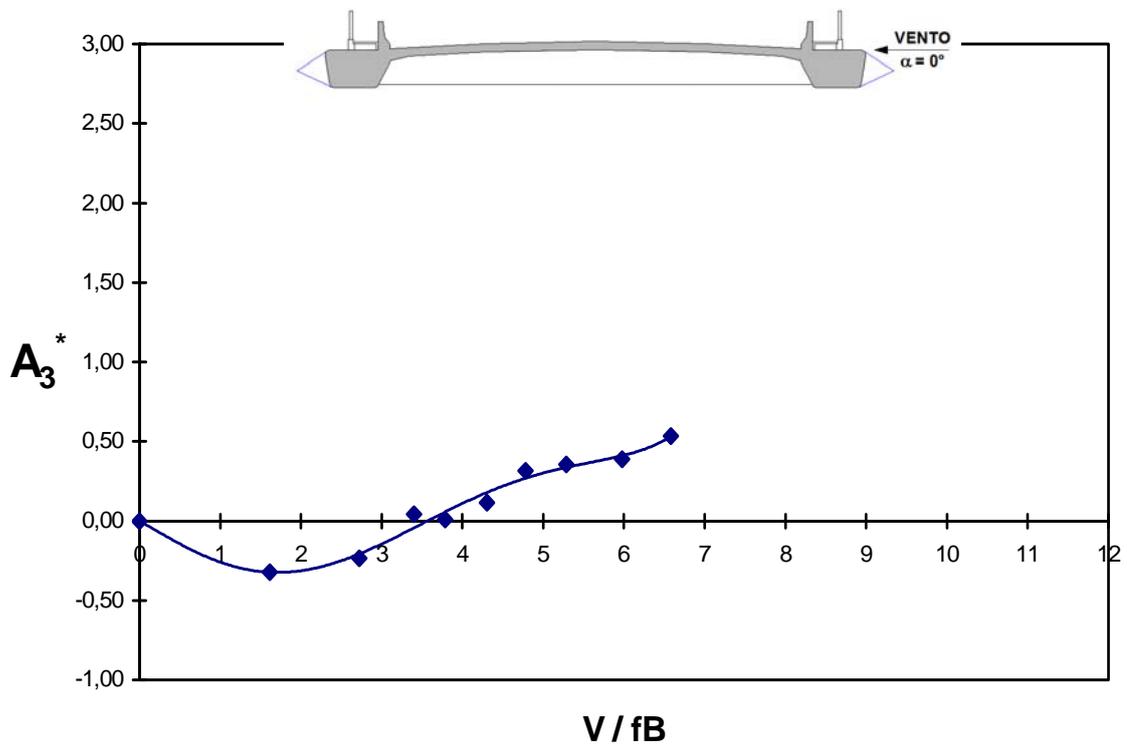


Fig. 5.145 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_33_S_00).

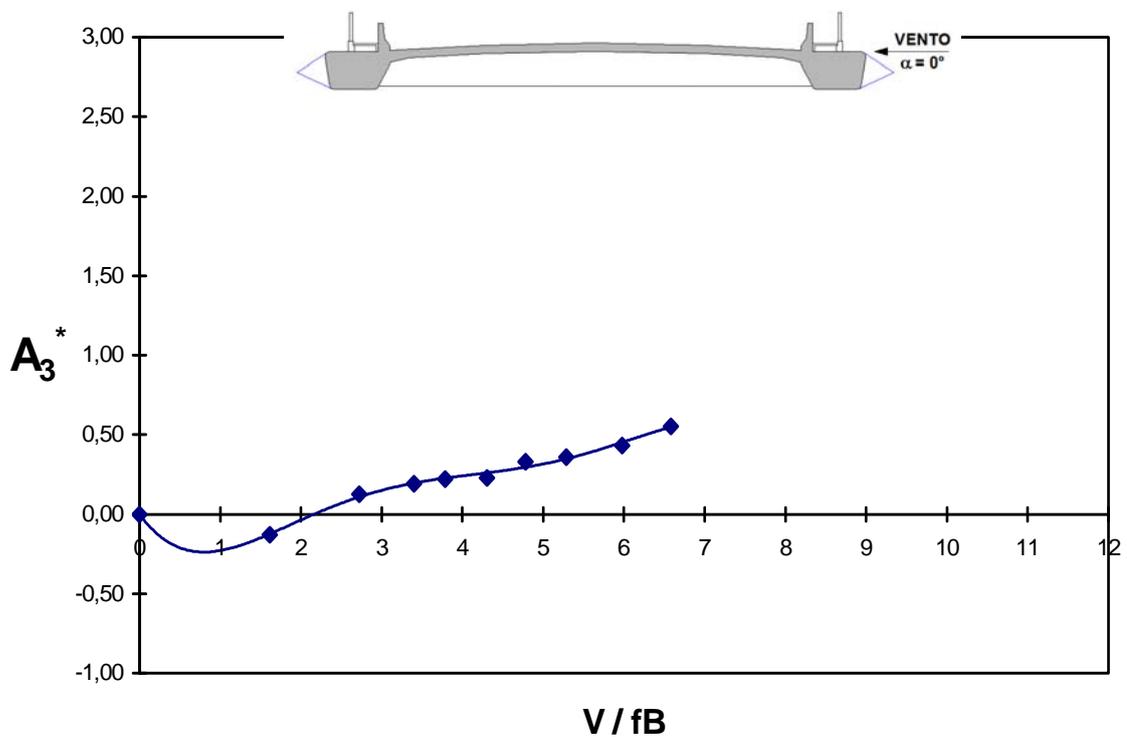


Fig. 5.146 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: P0NP_33_S_00).

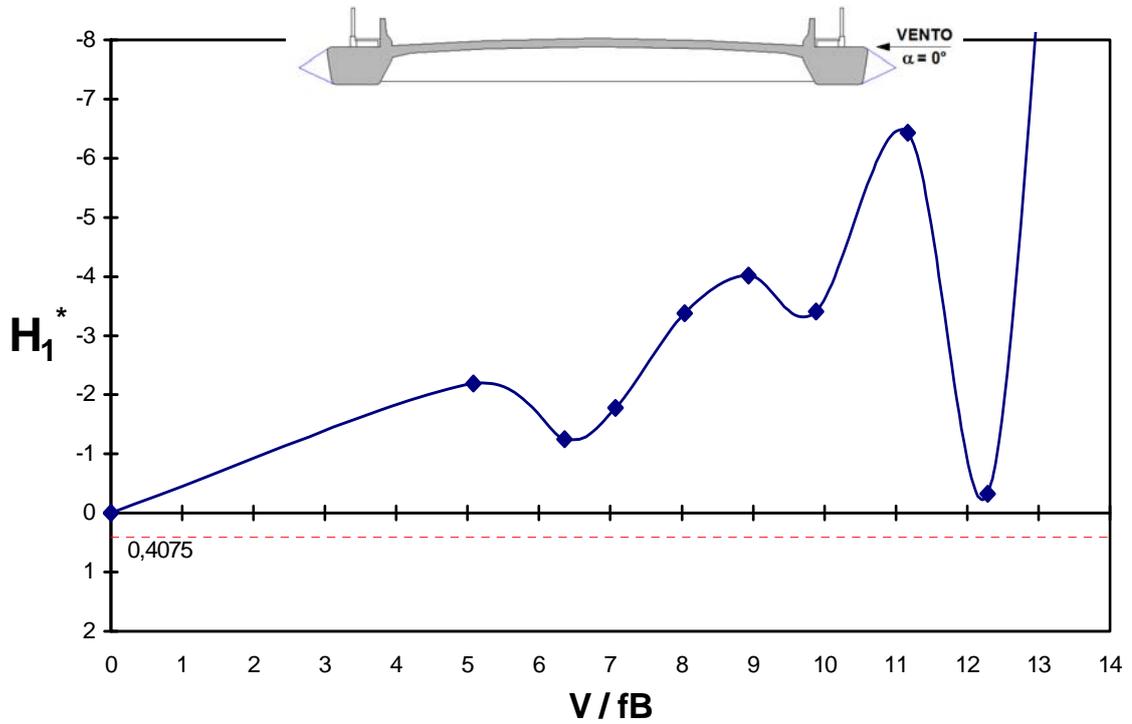


Fig. 5.147 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_33_S_00).

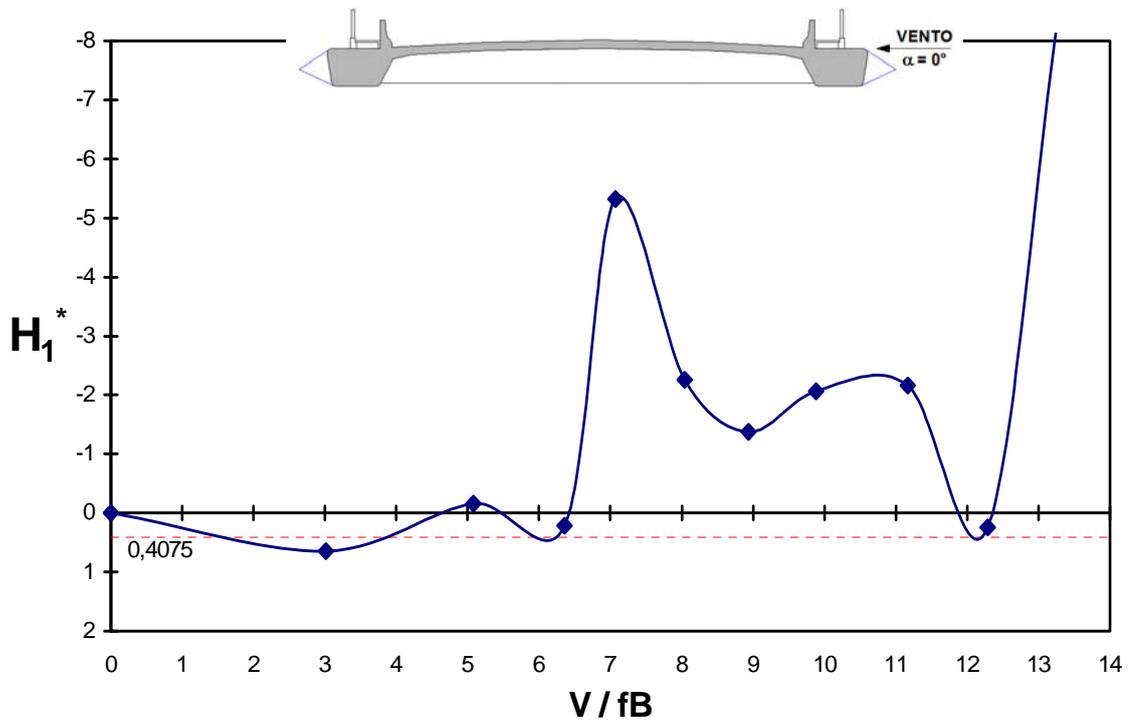


Fig. 5.148 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONP_33_S_00).

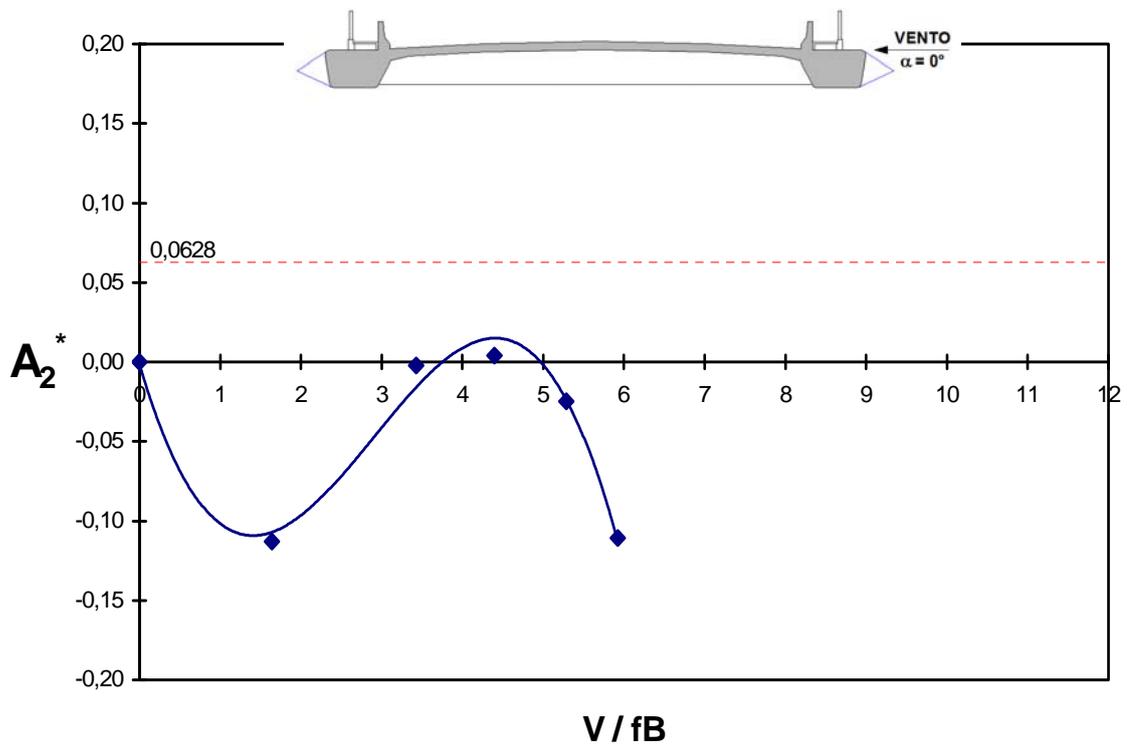


Fig. 5.149 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_T_00).

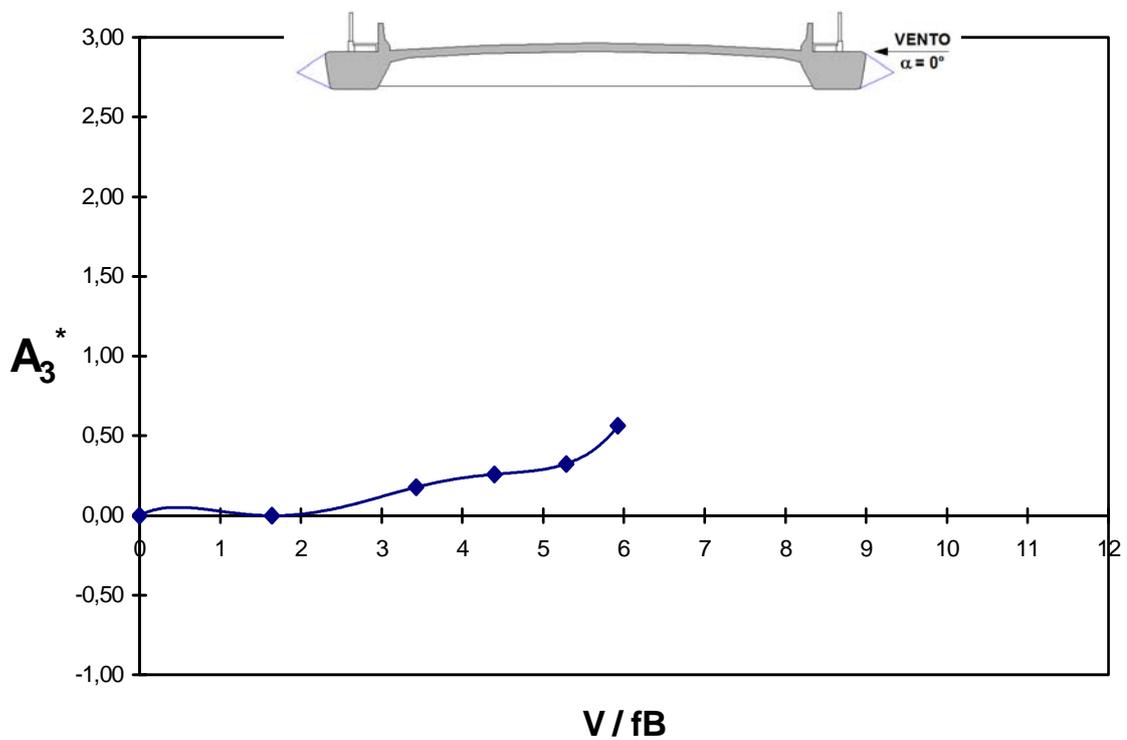


Fig. 5.150 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_T_00).

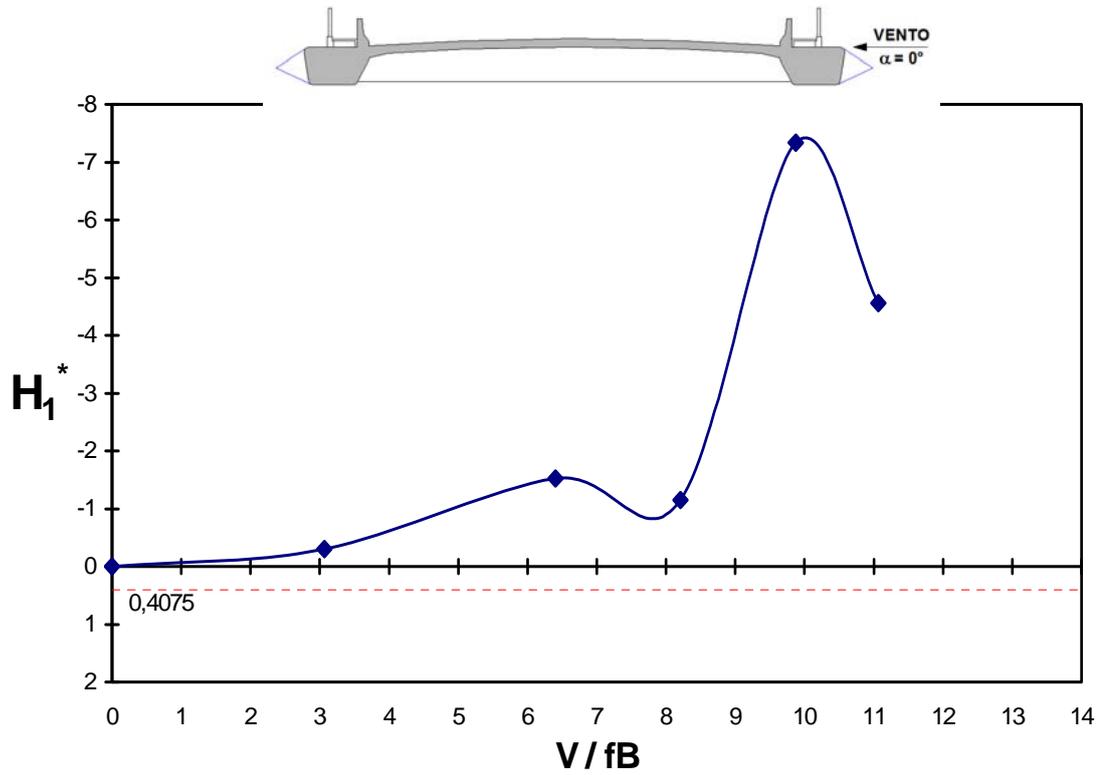


Fig. 5.151 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONP_33_T_00).

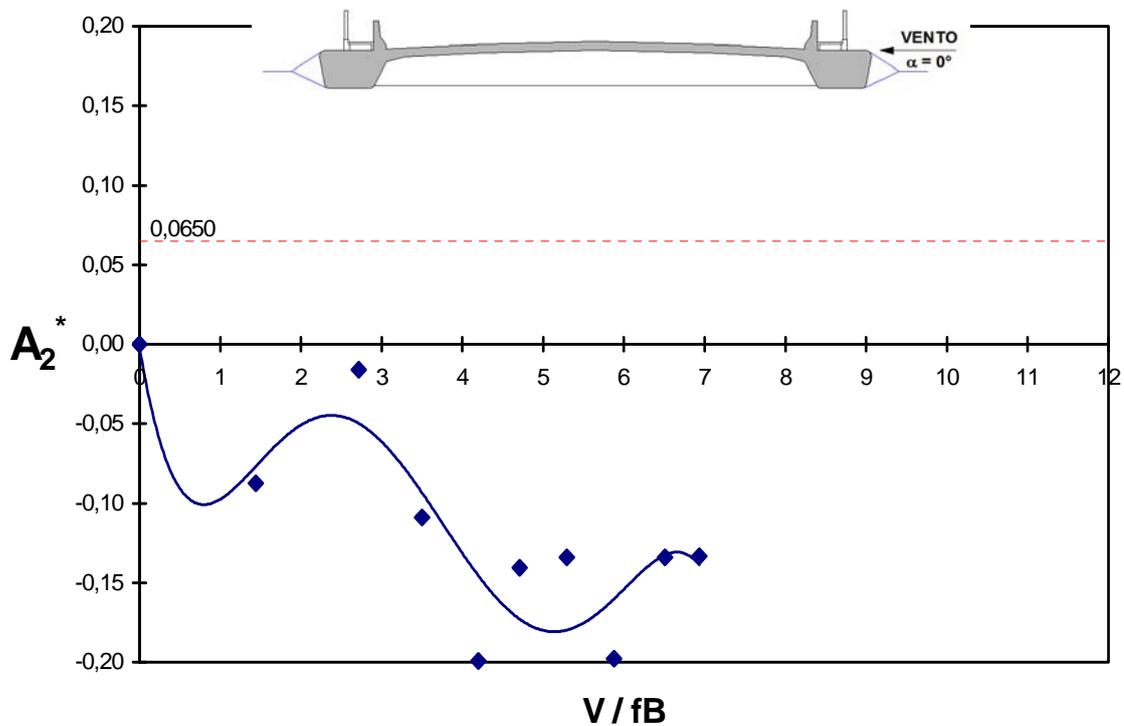


Fig. 5.152 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).

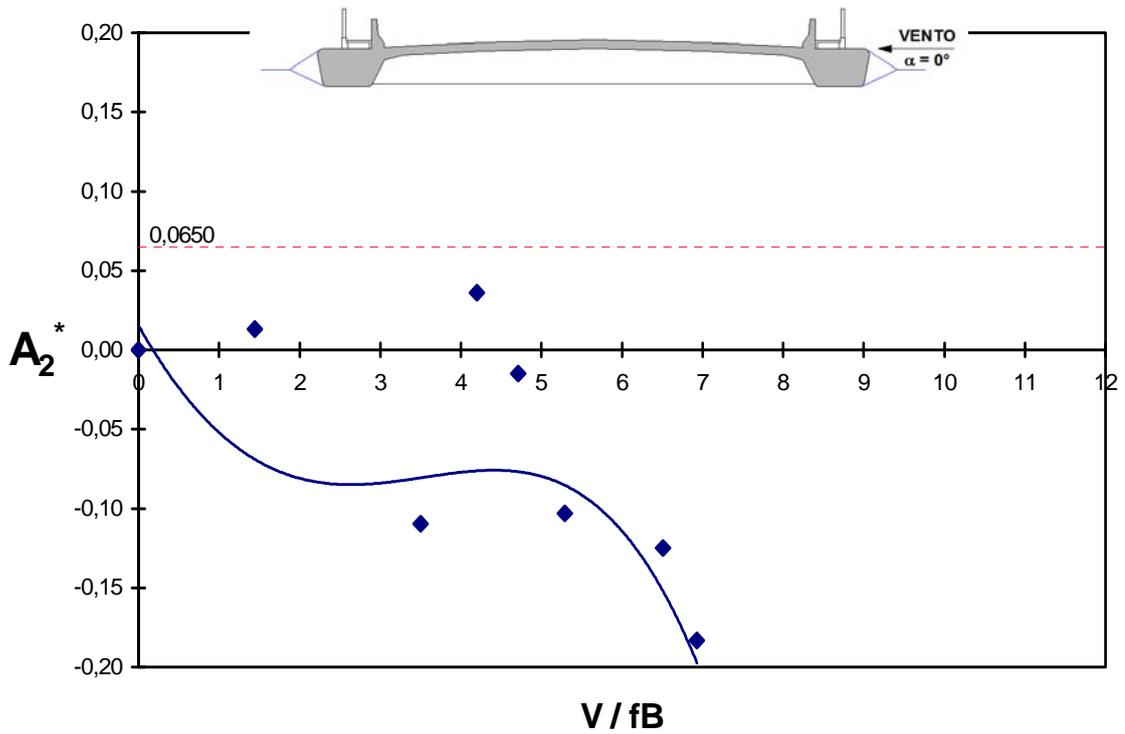


Fig. 5.153 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).

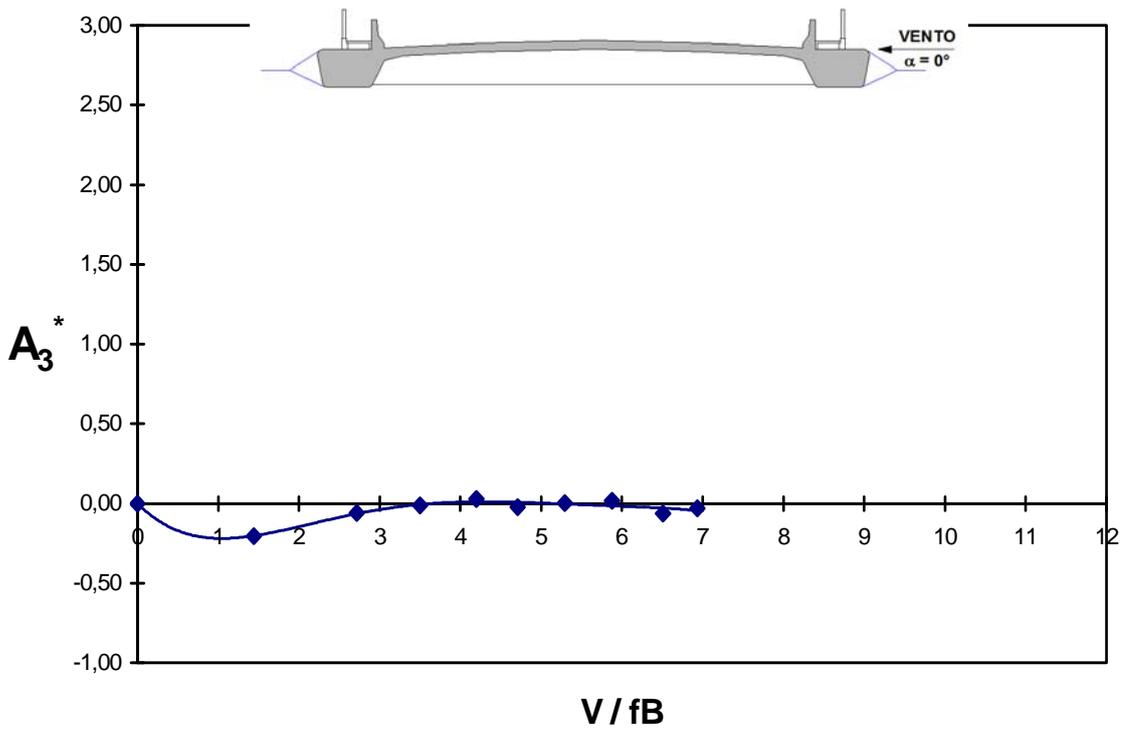


Fig. 5.154 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).

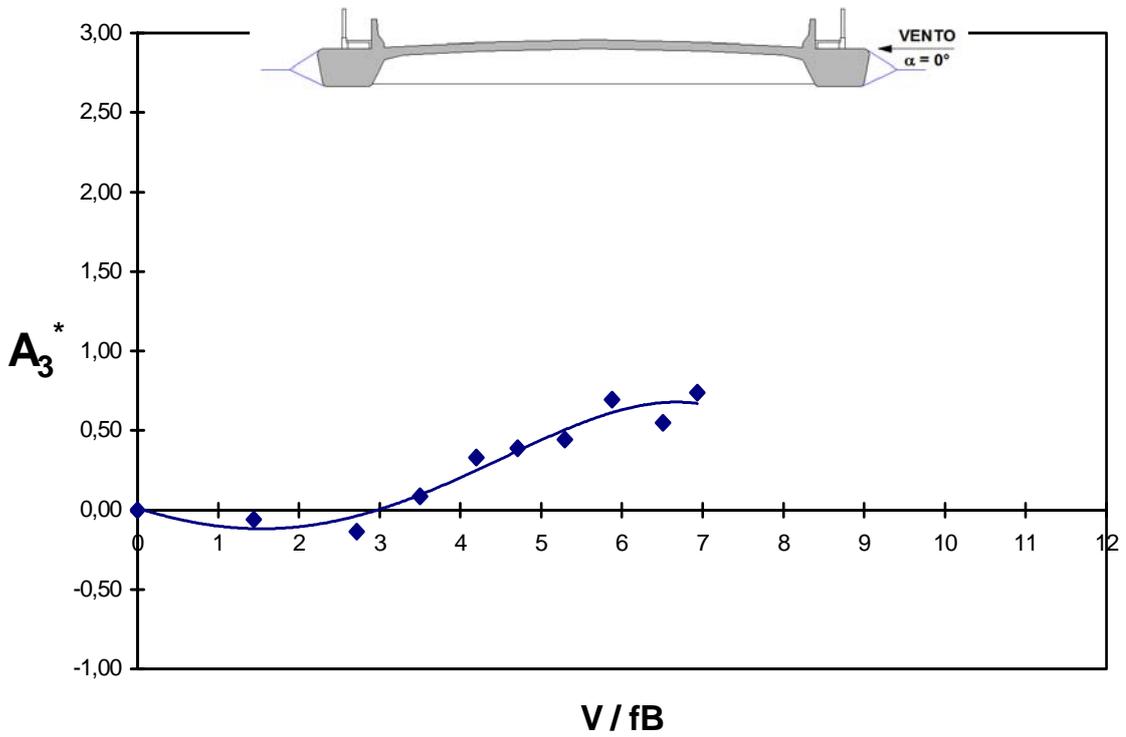


Fig. 5.155 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).

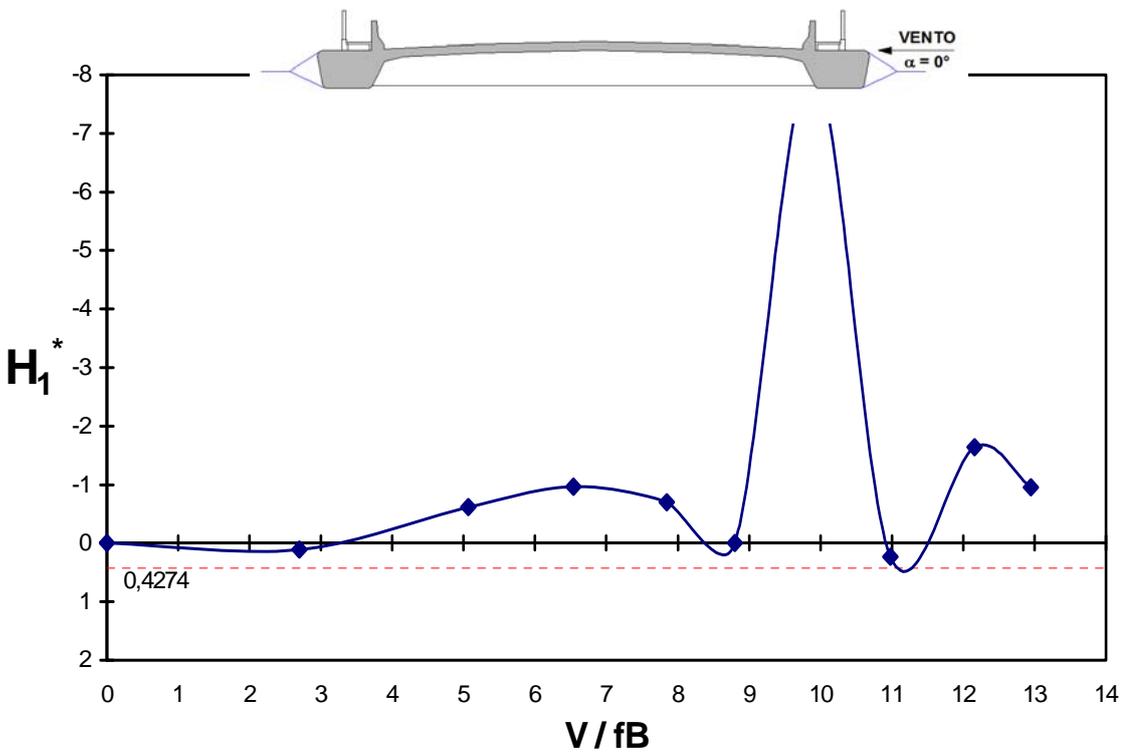


Fig. 5.156 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).

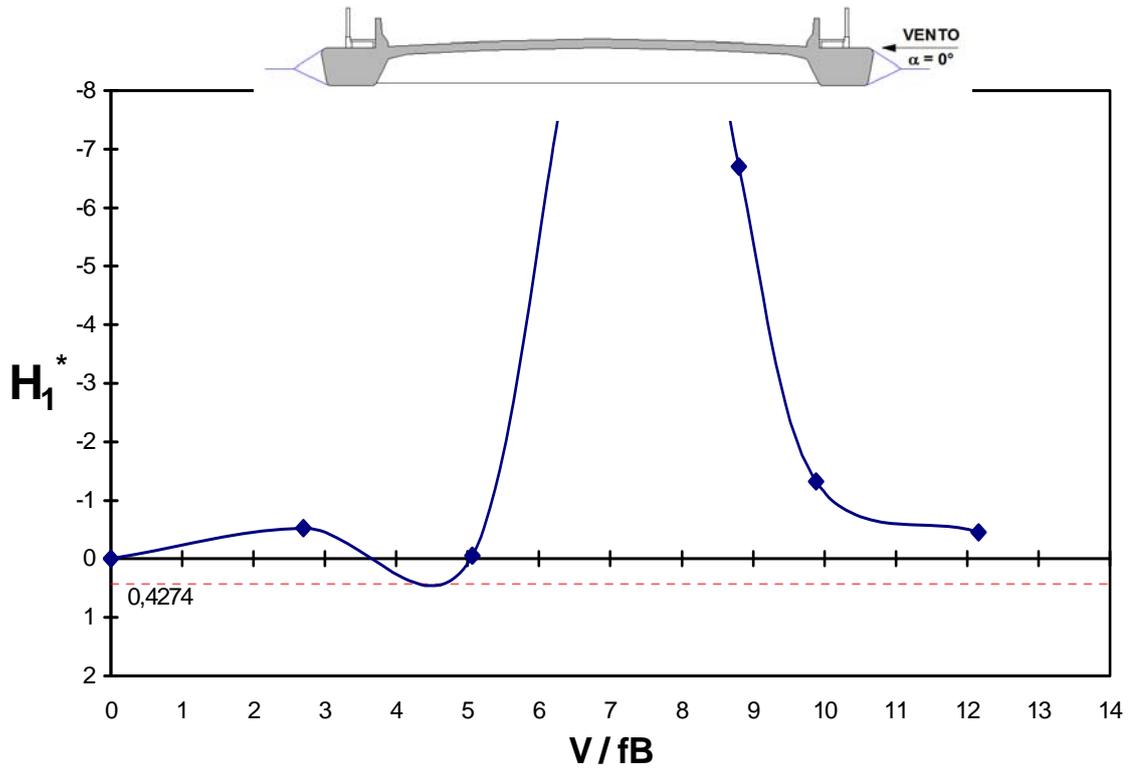


Fig. 5.157 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_33_S_00).

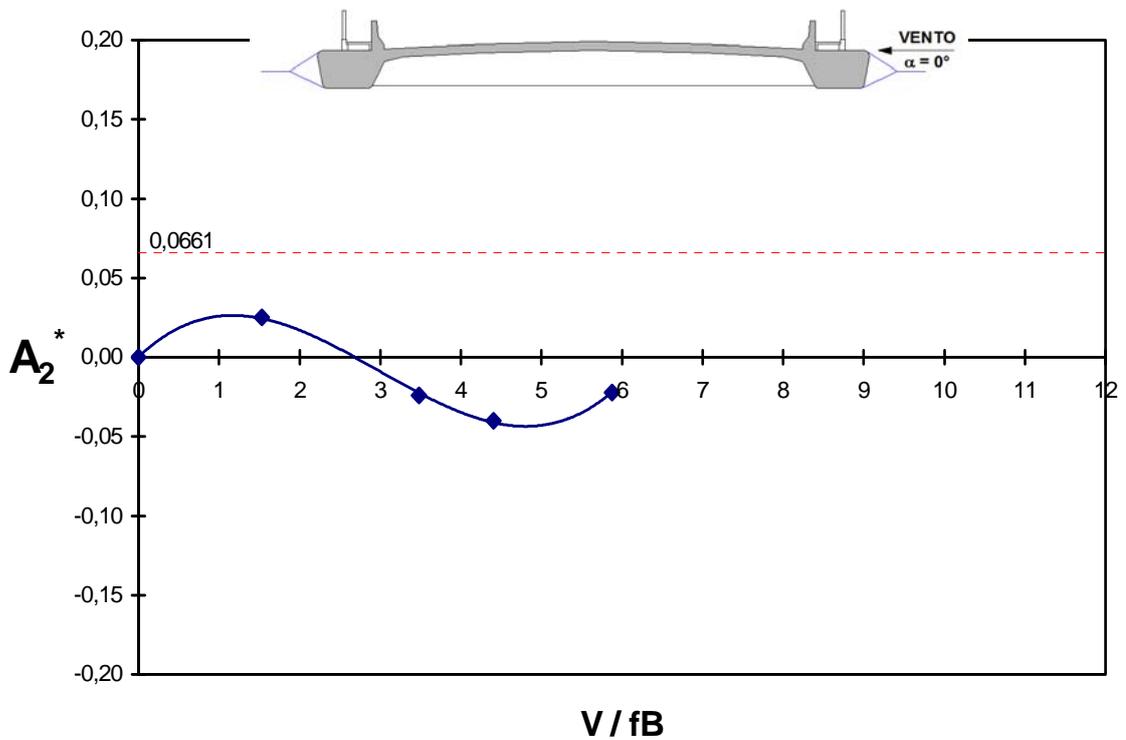


Fig. 5.158 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_33_T_00).

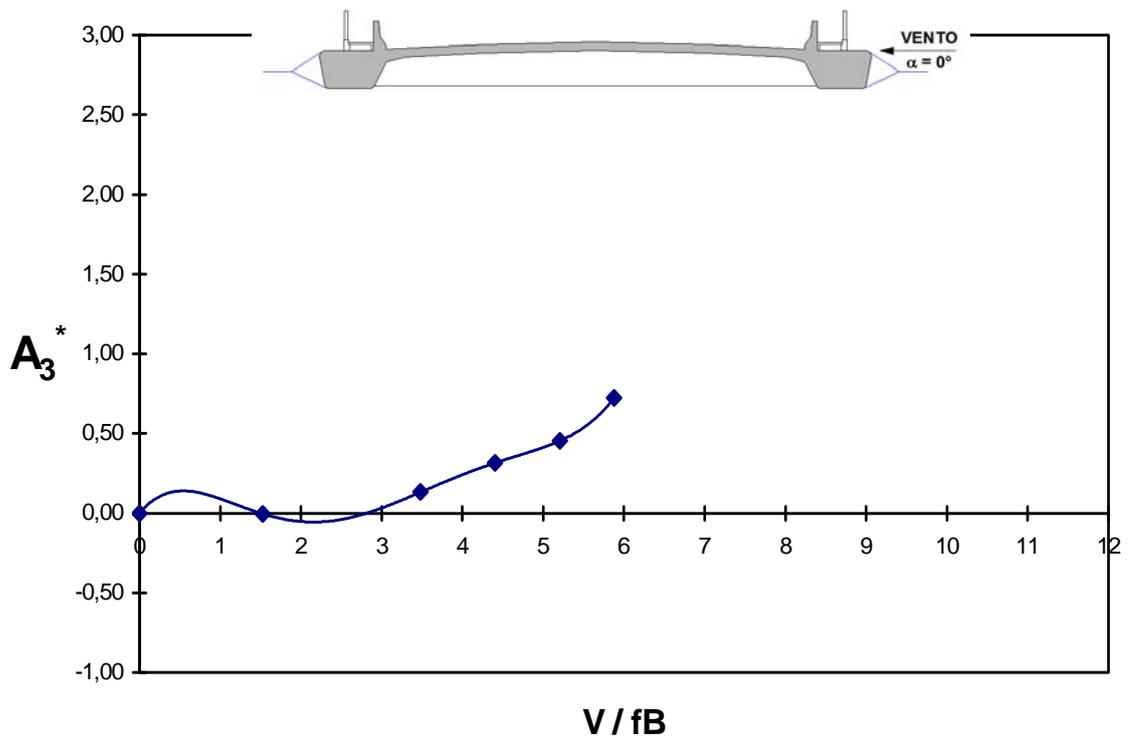


Fig. 5.159 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_33_T_00).

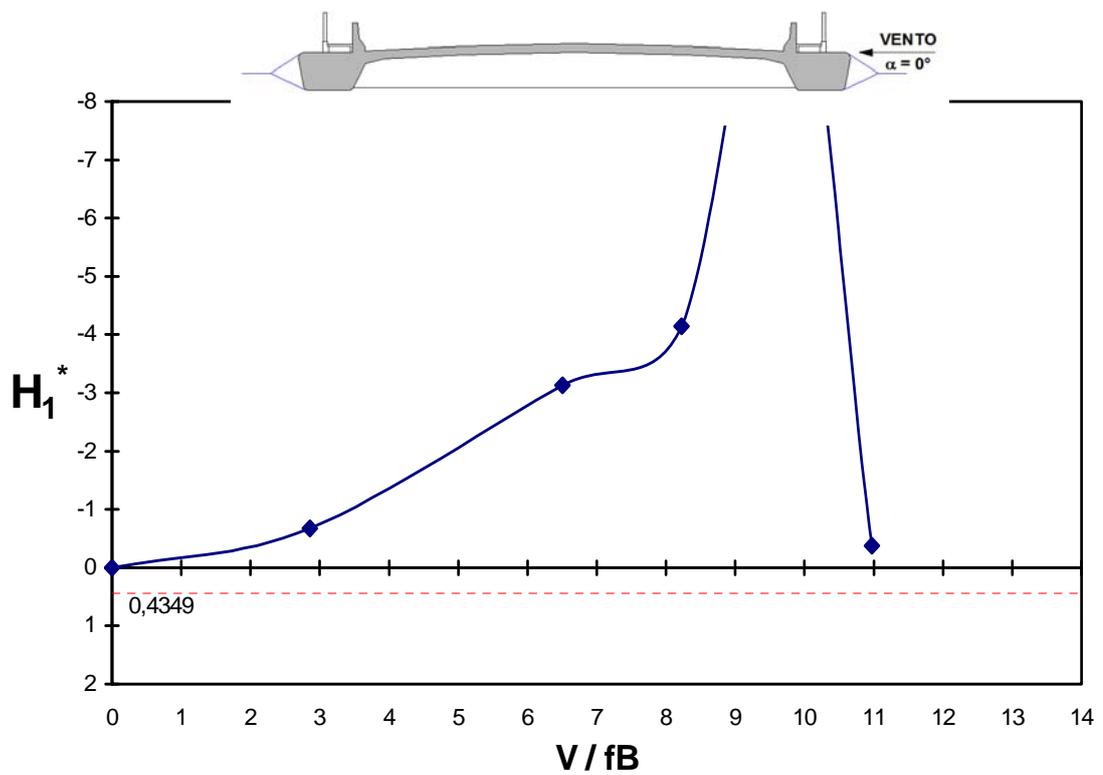


Fig. 5.160 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_33_T_00).

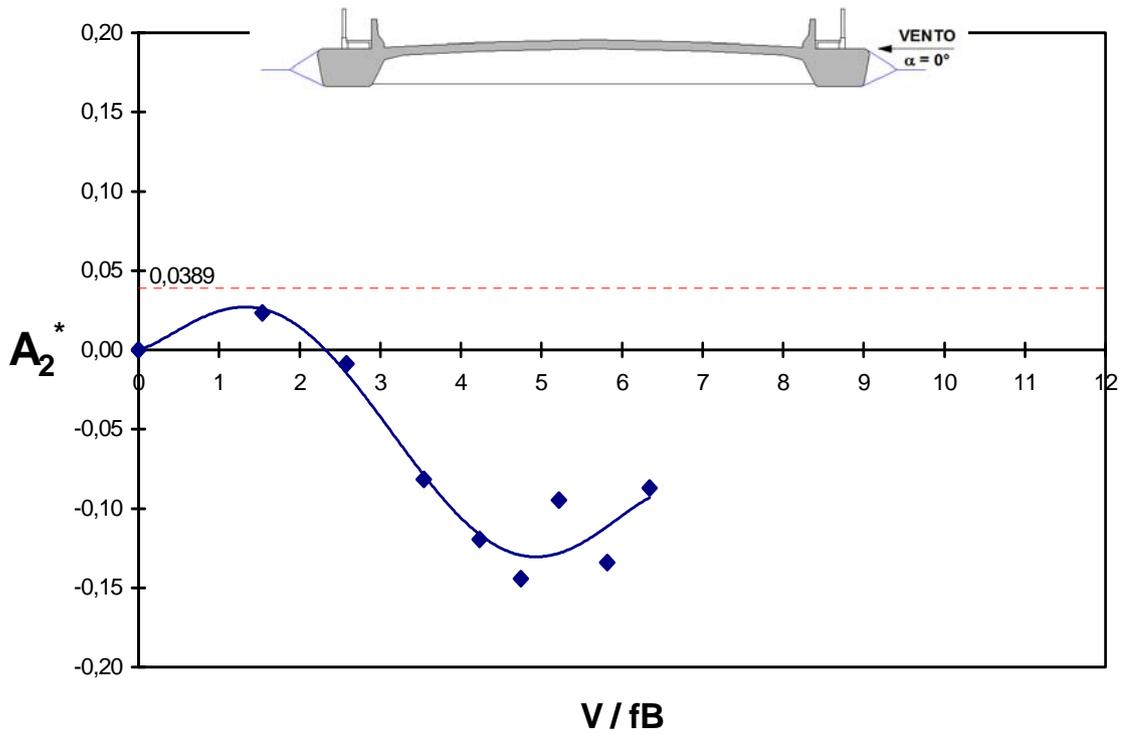


Fig. 5.161 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).

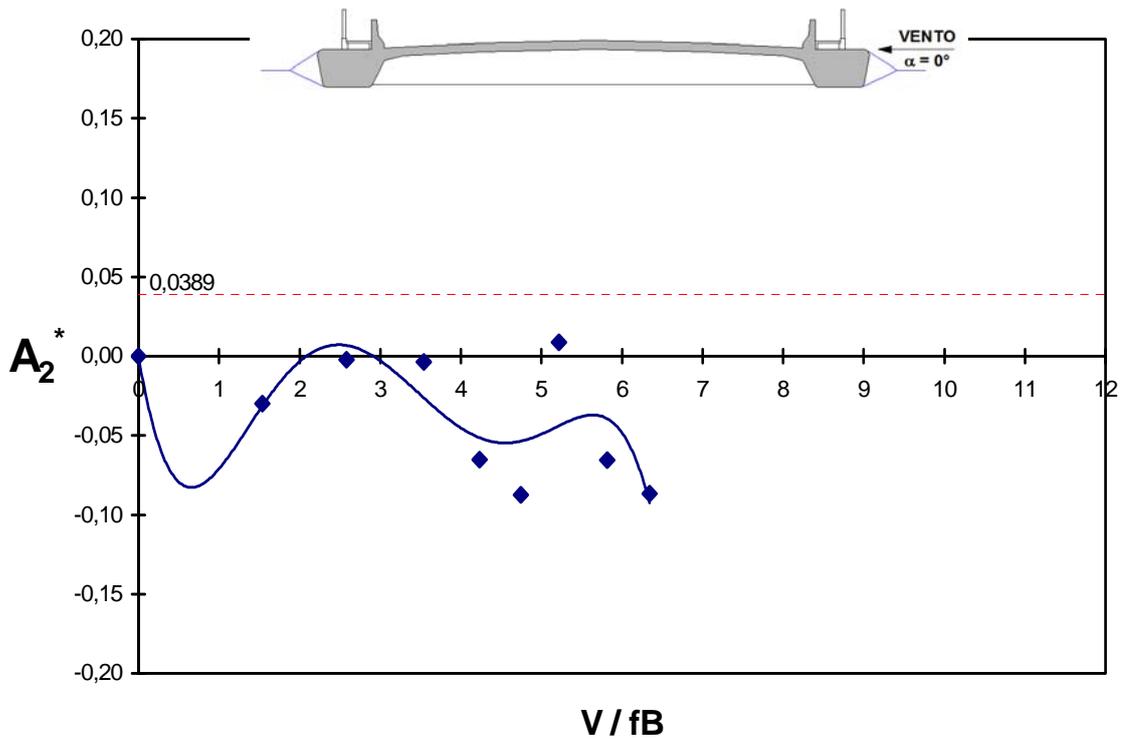


Fig. 5.162 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).

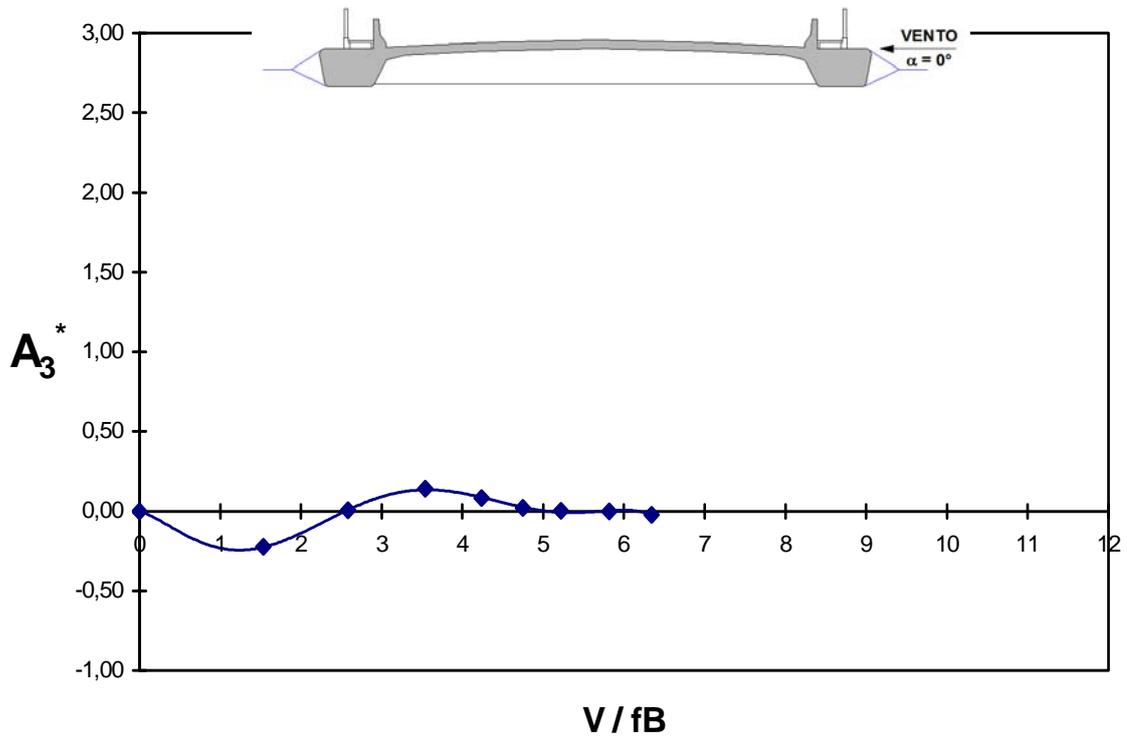


Fig. 5.163 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: P0NPP_00_S_00).

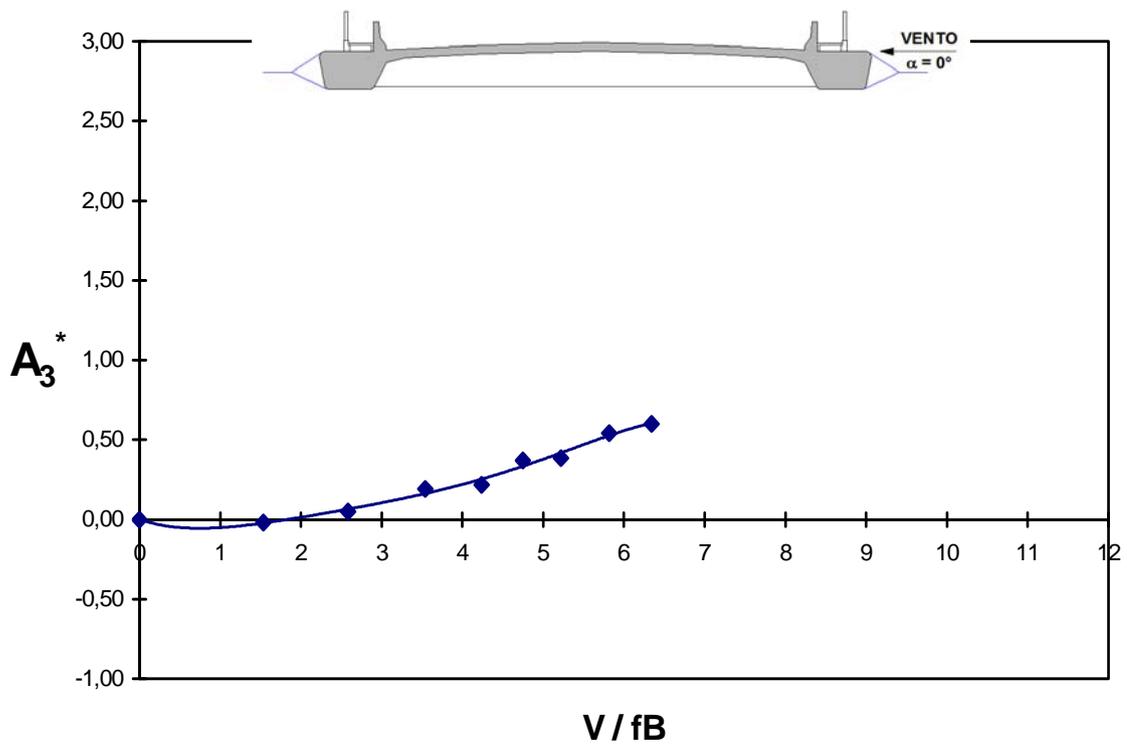


Fig. 5.164 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: P0NPP_00_S_00).

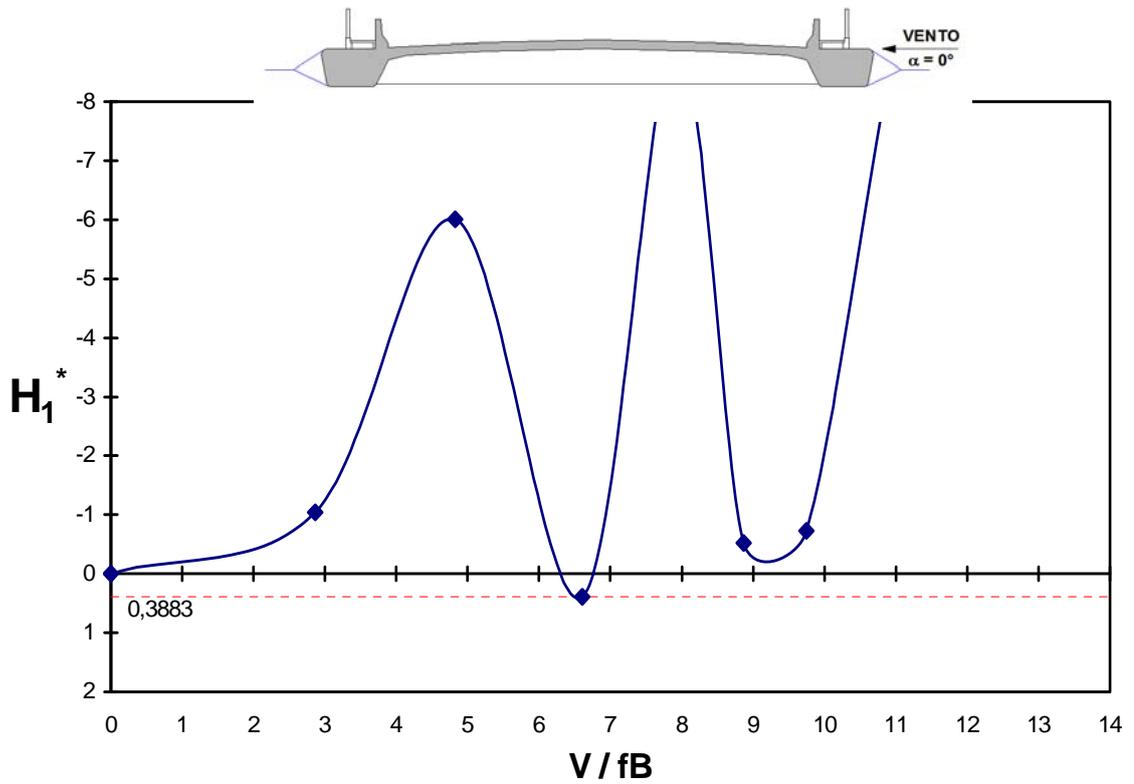


Fig. 5.165 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).

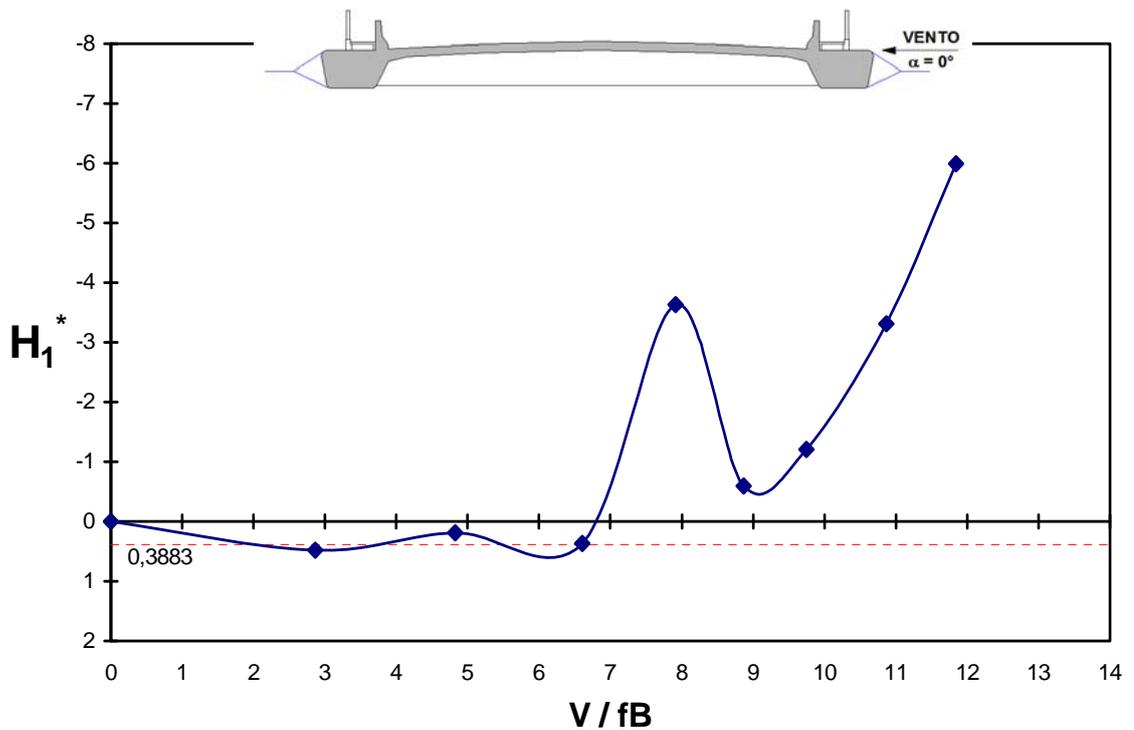


Fig. 5.166 – Modelo *EQUAL*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento suave (grupo de registros: PONPP_00_S_00).

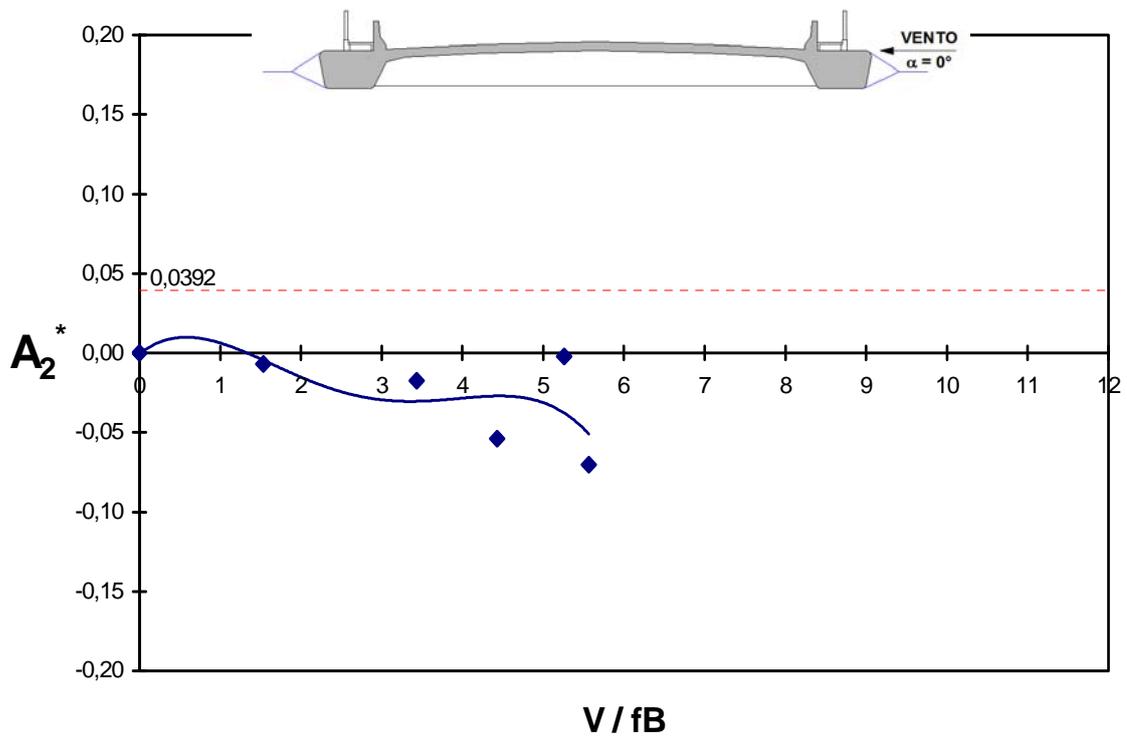


Fig. 5.167 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_00_T_00).

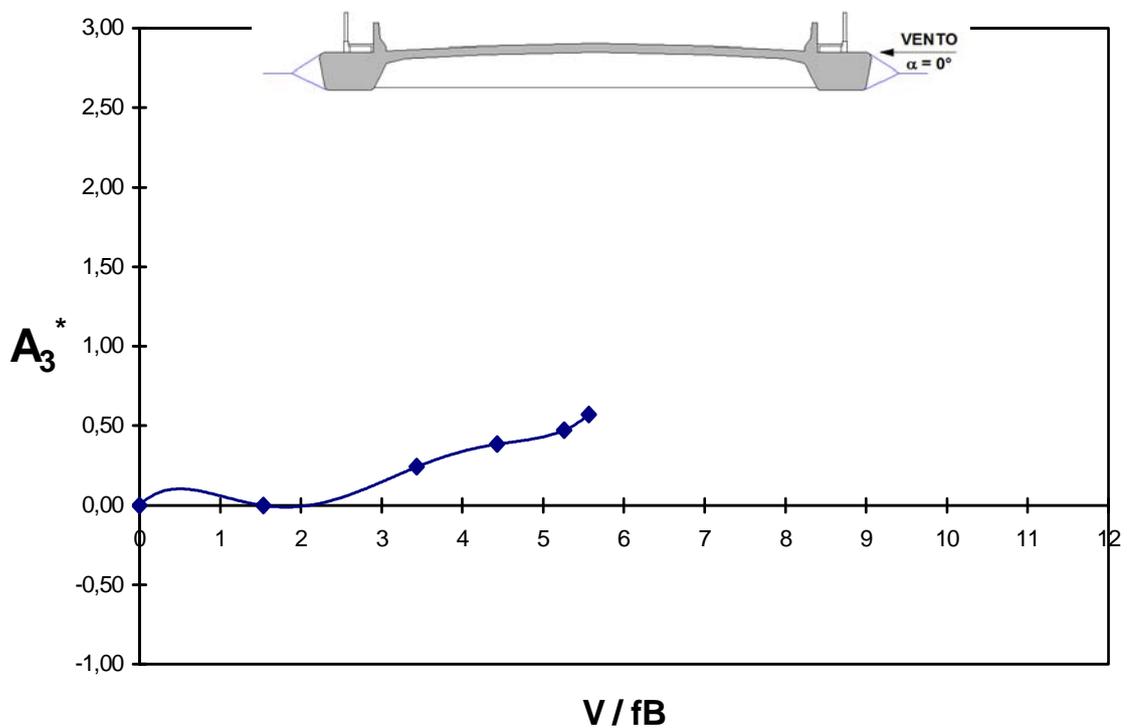


Fig. 5.168 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico A_3^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_00_T_00).

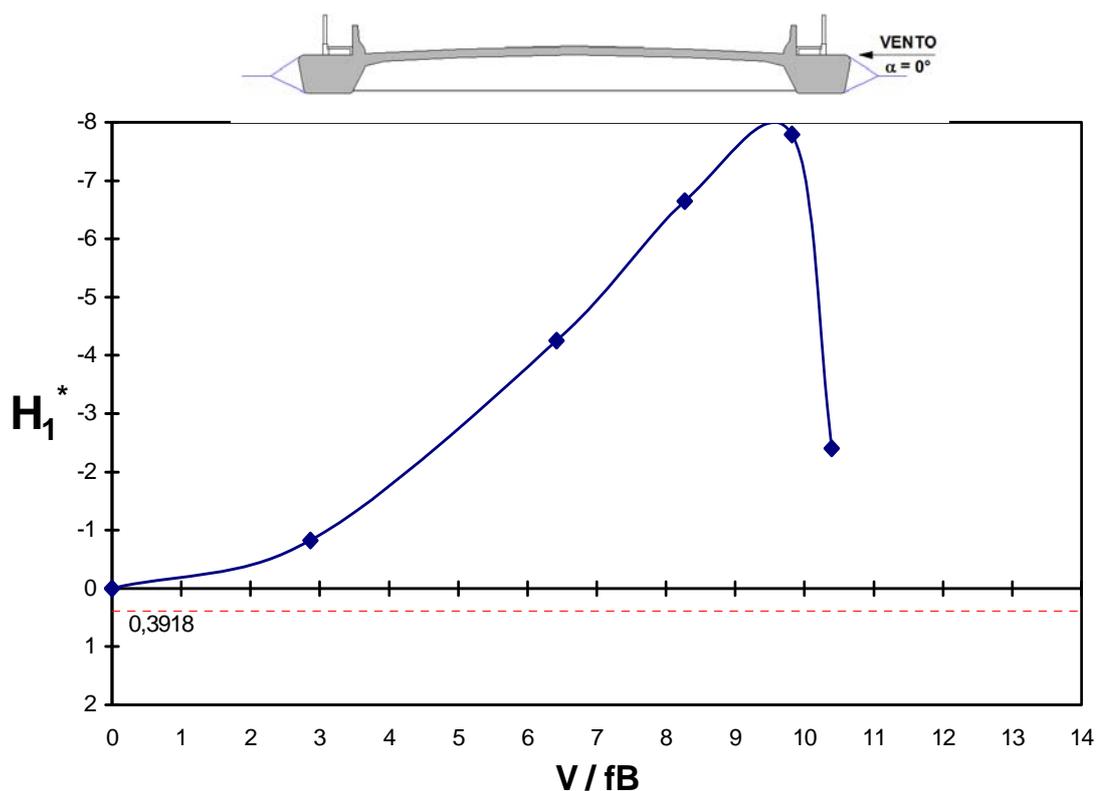


Fig. 5.169 – Modelo *COUPLE*. Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida, para um ângulo de incidência do vento $\alpha = 0^\circ$, em escoamento turbulento (grupo de registros: PONPP_00_T_00).

Na Tab. 5.1, é apresentado um resumo dos resultados, relacionando cada sistema estrutural com sua correspondente velocidade crítica de instabilização, tanto pelo critério de amplitudes como pelo critério de amortecimento (derivativos aerodinâmicos). Os erros apresentados nesta tabela são definidos de forma geral pela função erro correspondente a Eq. 2.26, mais especificamente, os erros do modelo *COUPLE* de identificação são definidos pelas Eqs. 3.6 e 3.7 e, o erro do modelo *EQUAL* é definido pela Eq. 3.11.

No Anexo II são mostrados alguns dados determinados no processamento, com os modelos de identificação de sistemas, dos registros oriundos dos ensaios em túnel de vento das oito seções transversais de tabuleiros de pontes propostas neste trabalho, como: acelerações, espectros, deslocamentos e o ajuste das curvas de decaimento por mínimos-quadrados não linear.

No Anexo III são fornecidas algumas informações referentes aos registros obtidos dos ensaios em túnel de vento dos modelos seccionais de pontes e ao processamento destes mesmos registros via modelos de identificação de sistemas.

Tab. 5.1 – Resumo dos resultados.

Identificação do grupo de registros	Amortecimento estrutural [%]		Tipo de escoamento	Ângulo de incidência do vento (°)	Amplitude V_{CR} [m/s]	Amortecimento				
	ζ_h	ζ_θ				COUPLE			EQUAL	
						V_{CR} [m/s]	Erro _h [rad ²]	Erro _θ [rad ²]	V_{CR} [m/s]	Erro [rad ²]
PO_00_S_00	0,07	0,04	SUAVE	0	52 (b)	45 (e)	3,49E-07	0,00E+00	45 (e)	3,88E-07
PO_00_T_00	0,07	0,04	TURBULENTO	0	73 (a)	(f)	9,91E-06	0,00E+00	(g)	-
PO_26_S_00	0,20	0,59	SUAVE	0	83 (b)	74 (e)	3,11E-07	0,00E+00	76 (e)	1,01E-06
PO_26_T_00	0,20	0,59	TURBULENTO	0	(c)	(f)	5,19E-06	1,67E-05	(g)	-
PT_00_S_00	0,09	0,06	SUAVE	0	32 (a) (b)	13 (d)	7,04E-08	0,00E+00	24 (d)	2,16E-07
PT_00_T_00	0,09	0,06	TURBULENTO	0	46 (b)	46 (d) (e)	4,33E-06	0,00E+00	(g)	-
POS_00_S_00	0,08	0,04	SUAVE	0	(c)	(f)	1,69E-07	0,00E+00	20 (d)	5,82E-07
POS_00_T_00	0,08	0,04	TURBULENTO	0	(c)	(f)	5,08E-06	0,00E+00	(g)	-
PON_00_S_00	0,09	0,05	SUAVE	0	54 (b)	50 (e)	4,93E-08	0,00E+00	50 (e)	2,25E-07
PON_00_T_00	0,09	0,05	TURBULENTO	0	(c)	(f)	3,60E-06	0,00E+00	(g)	-
PON_25_S_00	0,20	0,49	SUAVE	0	(c)	100 (e)	3,39E-07	0,00E+00	98 (e)	9,55E-07
PON_25_T_00	0,20	0,49	TURBULENTO	0	(c)	(f)	3,56E-06	0,00E+00	(g)	-
PCN_25_S_00	0,24	0,45	SUAVE	0	(c)	(f)	5,26E-07	0,00E+00	(f)	9,17E-07
PCN_25_T_00	0,24	0,45	TURBULENTO	0	(c)	(f)	4,37E-06	2,00E-05	(g)	-
PCN_00_S_00	0,16	0,06	SUAVE	0	(c)	17 (d)	1,51E-07	0,00E+00	59 (d)	2,26E-07
PCN_00_T_00	0,16	0,06	TURBULENTO	0	(c)	(f)	5,15E-06	0,00E+00	(g)	-
PC_00_S_00	0,16	0,05	SUAVE	0	(c)	13 (d)	8,85E-07	0,00E+00	(f)	3,61E-07
PC_00_T_00	0,16	0,06	TURBULENTO	0	(c)	(f)	9,49E-06	0,00E+00	(g)	-
PONP_00_S_00	0,16	0,16	SUAVE	0	(c)	(f)	7,72E-07	0,00E+00	(f)	4,00E-07
PONP_00_T_00	0,16	0,16	TURBULENTO	0	(c)	(f)	6,64E-06	0,00E+00	(g)	-
PONP_33_S_00	0,26	0,32	SUAVE	0	(c)	(f)	9,73E-07	0,00E+00	10 (d)	3,39E-07
PONP_33_T_00	0,26	0,32	TURBULENTO	0	(c)	(f)	5,77E-06	0,00E+00	(g)	-
PONPP_33_S_00	0,28	0,34	SUAVE	0	(c)	(f)	3,83E-07	0,00E+00	(f)	5,09E-07
PONPP_33_T_00	0,28	0,34	TURBULENTO	0	(c)	(f)	8,96E-06	1,00E-04	(g)	-
PONPP_00_S_00	0,25	0,20	SUAVE	0	(c)	47 (d)	8,21E-07	0,00E+00	14 (d)	5,43E-07
PONPP_00_T_00	0,25	0,20	TURBULENTO	0	(c)	(f)	3,73E-06	0,00E+00	(g)	-

- (a) Velocidade crítica determinada pela amplitude vertical;
 (b) Velocidade crítica determinada pela amplitude torsional;
 (c) Dentro da gama de velocidades estudadas, o sistema ensaiado não ultrapassou os limites de deslocamentos;
 (d) Velocidade crítica determinada pelo derivativo aerodinâmico H_1^* (amortecimento vertical);
 (e) Velocidade crítica determinada pelo derivativo aerodinâmico A_2^* (amortecimento torsional);
 (f) Dentro da gama de velocidades estudadas, o sistema ensaiado não ultrapassou os limites de amortecimentos (derivativos aerodinâmicos);
 (g) Não avaliado para este critério.

5.3 Análise dos resultados

A eficiência dos modelos de identificação de sistemas, *COUPLE* e *EQUAL*, propostos neste trabalho, para cada sistema vento-ponte, foi analisada comparando-se os resultados dos derivativos aerodinâmicos estimados com os parâmetros modais identificados por estes dois modelos e os resultados encontrados na literatura para sistemas correspondentes, assim como, comparando estes derivativos para uma mesma seção transversal sob diferentes amortecimentos, que são teoricamente iguais, pois estes coeficientes independem do amortecimento. Para esta análise, também se considera a similaridade que devem ter os derivativos para um mesmo sistema vento-ponte obtidos pelo *COUPLE* e pelo *EQUAL*. Quanto aos aspectos inerentes ao processamento dos modelos de identificação, avalia-se principalmente o número de iterações requeridas e a convergência dos métodos.

a. *Quanto à comparação dos resultados dos derivativos aerodinâmicos determinados neste trabalho com os de Scanlan*, entre, a seção PT e a Ponte Tacoma Original da Fig. 2.1, a seção PO e/ou a seção POS e a seção #4, a seção PON e/ou a seção PC e uma seção intermediária a seção #3 e a seção #4, a seção PCN, a seção PONP e/ou a seção PONPP e a seção #1 e/ou a seção #2 da Fig. 2.2, de maneira geral, observa-se uma boa concordância entre as curvas dos derivativos aerodinâmicos das correspondentes seções transversais em ambos modelos de identificação, sendo que em certas situações ocorrem algumas diferenças nos resultados como relatadas a seguir:

- seção PO_26 (ponte original com amortecimento imposto) versus seção #4: o derivativo aerodinâmico H_1^* da seção PO_26 no modelo *EQUAL* em escoamento suave (Fig. 5.67) apresenta valores bem maiores (em módulo) dos da seção #4 de Scanlan (Fig. 2.2). A ocorrência desta diferença entre os valores dos derivativos provavelmente esteja associada ao fato do modelo *EQUAL* ajustar as curvas de decaimento dos movimentos vertical e torsional simultaneamente (considerar os movimentos acoplados), sendo que o movimento vertical tende a ser muito pequeno devido ao forte amortecimento vertical, principalmente nas velocidades mais altas, dificultando a identificação dos parâmetros modais comuns, amortecimento e frequência, que sejam altamente representativos de ambos os movimentos. Ainda neste caso, com o incremento do amortecimento, o sinal vertical que já tende a ser pequeno torna-se mais pequeno;

- seção PT_00 (tipo “Tacoma” com amortecimento natural) versus Ponte Tacoma Original: o derivativo aerodinâmico A_3^* da Ponte Tacoma Original apresenta valores considerados desprezáveis (Fig. 2.1), mas dos valores de A_3^* da seção PT_00, tanto no escoamento suave como no escoamento turbulento, não se pode dizer o mesmo (Figs. 5.73, 5.74 e 5.78);

- seção POS_00 (ponte original simplificada com amortecimento natural) versus seção #4: o derivativo aerodinâmico H_1^* da seção POS_00 no modelo *EQUAL* em escoamento suave (Fig. 5.85) apresenta valores bem maiores (em módulo) dos da seção #4 de Scanlan (Fig. 2.2). A ocorrência desta diferença entre os valores dos derivativos provavelmente esteja associada ao fato do modelo *EQUAL* ajustar as curvas de decaimento dos movimentos vertical e torsional simultaneamente, e como esta seção transversal tem uma forma aerodinâmica, torna o sinal vertical que já tende a ser pequeno mais pequeno, dificultando a identificação dos parâmetros modais comuns, amortecimento e frequência, que sejam altamente representativos de ambos os movimentos;

- seção PCN_25 (ponte caixão nariz com amortecimento imposto) versus seção #1 e/ou seção #2: o derivativo aerodinâmico A_2^* da seção PCN_25 no modelo *EQUAL* em escoamento suave (Fig. 5.108) apresenta tanto os valores como a forma da curva deste derivativo divergentes dos da seção #1 e/ou seção #2 de Scanlan (Fig. 2.2); diferença esta que provavelmente esteja associada ao fato do modelo *EQUAL* ajustar as curvas de decaimento dos movimentos vertical e torsional simultaneamente, e como esta seção transversal tem uma forma altamente aerodinâmica, e ainda, com o incremento do amortecimento, o sinal vertical que já tende a ser pequeno torna-se mais pequeno aumentando a diferença entre as amplitudes de vibração vertical e torsional dificultando a identificação dos parâmetros modais comuns, amortecimento e frequência, que sejam altamente representativos de ambos os movimentos. Também, o derivativo aerodinâmico A_2^* da seção PCN_25 no modelo *COUPLE* em escoamento turbulento (Fig. 5.113) apresenta tanto os valores como a forma da curva deste derivativo divergentes dos da seção #1 e/ou seção #2 de Scanlan (Fig. 2.2); neste caso, esta diferença pode estar relacionada a outros efeitos da própria turbulência como o martelamento que não foi contemplado neste trabalho;

- seção PCN_00 (ponte caixão nariz com amortecimento natural) versus seção #1 e/ou seção #2: o derivativo aerodinâmico H_1^* da seção PCN_00, tanto no modelo

COUPLE como no modelo *EQUAL*, principalmente em escoamento suave (Figs. 5.120 e 5.121), apresenta valores distintos dos da seção #1 e/ou seção #2 de Scanlan (Fig. 2.2), às vezes até mesmo instabilizando (esta instabilidade apresentada provavelmente esteja associada a problemas de convergência dos modelos de identificação caracterizando um resultado espúrio);

- seção PC_00 (ponte caixão com amortecimento natural) versus seção intermediária a seção #3 e a seção #4: o derivativo aerodinâmico H_1^* da seção PC_00 no modelo *COUPLE* em escoamento suave (Fig. 5.129) apresenta uma tendência da curva deste derivativo diferente da curva da seção intermediária a seção #3 e a seção #4 de Scanlan (Fig. 2.2);

- seção PONP_00 (ponte original nariz prolongado com amortecimento natural) versus seção #1 e/ou seção #2: o derivativo aerodinâmico A_2^* da seção PONP_00 no modelo *COUPLE* em escoamento suave (Fig. 5.134) apresenta uma tendência da curva deste derivativo um pouco diferente da curva da seção #1 e/ou seção #2 de Scanlan (Fig. 2.2);

- seção PONP_33 (ponte original nariz prolongado com amortecimento imposto) versus seção #1 e/ou seção #2: o derivativo aerodinâmico A_2^* da seção PONP_33, tanto no modelo *COUPLE* como no modelo *EQUAL*, principalmente em escoamento suave (Figs. 5.143 e 5.144), apresenta alguns valores deste derivativo superiores aos da seção #1 e/ou seção #2 de Scanlan (Fig. 2.2). O derivativo aerodinâmico H_1^* da seção PONP_33 no modelo *EQUAL* em escoamento suave (Fig. 5.148) apresenta alguns valores que divergem dos da seção #1 e/ou seção #2 de Scanlan (Fig. 2.2), às vezes até mesmo instabilizando (esta instabilidade apresentada provavelmente esteja associada a problemas de convergência dos modelos de identificação caracterizando um resultado espúrio);

- seção PONPP_00 (ponte original nariz prolongado placa com amortecimento natural) versus seção #1 e/ou seção #2: o derivativo aerodinâmico A_2^* da seção PONPP_00 no modelo *COUPLE* em escoamento suave (Fig. 5.161) apresenta uma tendência no final da curva deste derivativo um pouco diferente da curva da seção #1 e/ou seção #2 de Scanlan (Fig. 2.2). O derivativo aerodinâmico H_1^* da seção PONPP_00, tanto no modelo *COUPLE* como no modelo *EQUAL*, em escoamento suave (Figs. 5.165 e 5.166), apresenta alguns valores que divergem dos da seção #1 e/ou seção #2 de Scanlan (Fig. 2.2), às vezes até mesmo instabilizando (esta instabilidade apresentada provavelmente esteja associada a

problemas de convergência dos modelos de identificação caracterizando um resultado espúrio);

b. *Quanto à comparação dos resultados dos derivativos aerodinâmicos determinados neste trabalho para uma mesma seção transversal sob os diferentes amortecimentos*, de maneira geral, observa-se uma boa concordância entre as curvas dos derivativos aerodinâmicos destas seções transversais em ambos modelos de identificação, sendo que em certas situações ocorrem algumas diferenças nos resultados como relatadas a seguir:

- seção PON_00 (ponte original nariz com amortecimento natural) versus seção PON_25 (ponte original nariz com amortecimento imposto): o derivativo aerodinâmico H_1^* da seção PON_00 em escoamento suave apresenta valores divergentes dos da seção PON_25, no modelo *COUPLE* (Figs. 5.93 e 5.102) e também, no modelo *EQUAL* (Figs. 5.94 e 5.103);

- seção PCN_25 (ponte caixão nariz com amortecimento imposto) versus seção PCN_00 (ponte caixão nariz com amortecimento natural): o derivativo aerodinâmico A_2^* da seção PCN_25 em escoamento suave apresenta valores razoavelmente diferentes dos da seção PCN_00 no modelo *EQUAL* (Figs. 5.108 e 5.117). Em escoamento turbulento, o derivativo aerodinâmico A_2^* da seção PCN_25 apresenta valores e uma tendência no final da curva deste derivativo diferentes dos da seção PCN_00 no modelo *COUPLE* (Figs. 5.113 e 5.122);

c. *Quanto à comparação dos resultados dos derivativos aerodinâmicos determinados neste trabalho para uma mesma seção transversal sob os dois modelos de identificação de sistemas propostos neste mesmo trabalho, COUPLE e EQUAL*, de maneira geral, observa-se uma boa concordância entre as curvas dos derivativos aerodinâmicos destas seções transversais, sendo que em certas situações ocorrem algumas diferenças nos resultados como relatadas mais especificamente:

- na seção PO_26_S (ponte original com amortecimento imposto em escoamento suave), observam-se valores do derivativo aerodinâmico H_1^* diferentes entre os modelos de identificação (Figs. 5.66 e 5.67), sendo que o modelo *COUPLE* apresenta resultados mais coerentes (Fig. 5.66). O modelo *COUPLE* identifica os parâmetros modais

ajustando as curvas de decaimento dos movimentos vertical e torsional separadamente (considera os movimentos desacoplados), sendo que os derivativos diretos, A_2^* , A_3^* e H_1^* , são desacoplados, a priori justificando o melhor desempenho do modelo *COUPLE* e de certa forma os valores estranhos do modelo *EQUAL* que considera os movimentos acoplados;

- na seção POS_00_S (ponte original simplificada com amortecimento natural em escoamento suave), observam-se valores do derivativo aerodinâmico H_1^* diferentes entre os modelos de identificação (Figs. 5.84 e 5.85), sendo que o modelo *COUPLE* apresenta resultados mais coerentes (Fig. 5.84). O modelo *COUPLE* considera os movimentos vertical e torsional desacoplados, sendo que os derivativos diretos, A_2^* , A_3^* e H_1^* , são desacoplados, a priori justificando o melhor desempenho do modelo *COUPLE* e de certa forma os valores estranhos do modelo *EQUAL* que considera os movimentos acoplados;

- na seção PON_25_S (ponte original nariz com amortecimento imposto em escoamento suave), observam-se valores do derivativo aerodinâmico H_1^* diferentes entre os modelos de identificação (Figs. 5.102 e 5.103), sendo que o modelo *COUPLE* apresenta resultados mais coerentes (Fig. 5.102). O modelo *COUPLE* considera os movimentos vertical e torsional desacoplados, sendo que os derivativos diretos, A_2^* , A_3^* e H_1^* , são desacoplados, a priori justificando o melhor desempenho do modelo *COUPLE* e de certa forma os valores estranhos do modelo *EQUAL* que considera os movimentos acoplados;

- na seção PCN_25_S (ponte caixão nariz com amortecimento imposto em escoamento suave), observam-se valores do derivativo aerodinâmico A_2^* diferentes entre os modelos de identificação, e também as respectivas curvas, nas velocidades reduzidas mais altas, apresentam uma tendência divergente uma da outra (Figs. 5.107 e 5.108), sendo que o modelo *COUPLE* apresenta resultados mais coerentes (Fig. 5.107). O modelo *COUPLE* considera os movimentos vertical e torsional desacoplados, sendo que os derivativos diretos, A_2^* , A_3^* e H_1^* , são desacoplados, a priori justificando o melhor desempenho do modelo *COUPLE* e de certa forma os valores estranhos do modelo *EQUAL* que considera os movimentos acoplados;

- na seção PCN_00_S (ponte caixão nariz com amortecimento natural em escoamento suave), observam-se valores do derivativo aerodinâmico H_1^* diferentes entre os modelos de identificação, e também as respectivas curvas apresentam-se rebatidas uma da

outra (Figs. 5.120 e 5.121), sendo que nenhum dos modelos de identificação para este caso apresenta resultados muito satisfatórios;

- na seção PC_00_S (ponte caixão com amortecimento natural em escoamento suave), observam-se valores do derivativo aerodinâmico H_1^* diferentes entre os modelos de identificação, principalmente nas velocidades reduzidas mais altas (Figs. 5.129 e 5.130), sendo que o modelo *EQUAL* apresenta resultados mais coerentes (Fig. 5.130);

- na seção PONP_00_S (ponte original nariz prolongado com amortecimento natural em escoamento suave), observa-se um valor do derivativo aerodinâmico A_2^* , no modelo *COUPLE*, que difere de maneira mais acentuada do seu correspondente no modelo *EQUAL* (Figs. 5.134 e 5.135), sendo que o modelo *EQUAL* apresenta resultados mais coerentes (Fig. 5.135);

- na seção PONP_33_S (ponte original nariz prolongado com amortecimento imposto em escoamento suave), observa-se para o derivativo aerodinâmico A_2^* , nas velocidades reduzidas mais altas, uma tendência das curvas deste coeficiente um pouco diferente entre os modelos de identificação (Figs. 5.143 e 5.144), sendo que o modelo *COUPLE* apresenta resultados mais coerentes com a literatura (Fig. 5.143), e para o derivativo aerodinâmico H_1^* , nas velocidades reduzidas mais baixas, as suas curvas apresentam tendências um pouco dispares entre os modelos de identificação (Figs. 5.147 e 5.148), sendo que o modelo *COUPLE* apresenta resultados mais coerentes (Fig. 5.147);

- na seção PONPP_00_S (ponte original nariz prolongado placa com amortecimento natural em escoamento suave), observam-se discrepâncias nos valores entre os modelos de identificação para o derivativo aerodinâmico H_1^* nas velocidades reduzidas mais baixas (Figs. 5.165 e 5.166), sendo que o modelo *COUPLE* apresenta resultados mais coerentes (Fig. 5.165);

d. *Quanto aos aspectos inerentes ao processamento dos modelos de identificação*, o modelo *COUPLE* em relação ao modelo *EQUAL*, requer um número menor de iterações no processo e com uma melhor convergência como se pode observar nas figuras do ajuste das curvas de decaimento vertical e angular nos Anexos I e II.

No que concerne a velocidade de instabilização das seções de tabuleiros de pontes determinadas por procedimento experimental-numérico já descrito neste trabalho, relata-se:

a. *Quanto aos critérios de determinação da velocidade crítica de drapejamento*, observa-se que o critério de amortecimento conduz a valores de velocidades que precedem aqueles do critério em termos de amplitude (Tab. 5.1);

b. *Quanto às formas da seção do tabuleiro e aos incrementos de amortecimento*:

- a seção PO (ponte original), em escoamento suave e com amortecimento natural, apresenta uma das velocidades críticas mais baixas do conjunto analisado segundo o critério de deslocamentos em torção (Fig. 5.2 e Tab. 5.1), e o derivativo A_2^* também confirma este comportamento tanto para o modelo *COUPLE* (Fig. 5.53 e Tab. 5.1) como para o modelo *EQUAL* (Fig. 5.54 e Tab. 5.1) de identificação de sistemas. Em escoamento turbulento, a instabilização se dá numa velocidade muito maior segundo o critério dos deslocamentos (Fig. 5.3 e Tab. 5.1), e quanto ao derivativo A_2^* , em nenhuma velocidade o seu valor crítico é ultrapassado (Fig. 5.59 e Tab. 5.1). O incremento de amortecimento mostrou-se bastante efetivo, principalmente em escoamento suave e no modo de torção (Figs. 5.6, 5.62 e 5.63 e Tab. 5.1);

- a seção PT (tipo “Tacoma”), como era de se esperar, devida à sua forma rombuda, apresenta-se bem instável tendo a menor das velocidades críticas segundo o critério de deslocamentos, tanto vertical como torsional (Figs. 5.9 e 5.10 e Tab. 5.1); seus gráficos de derivativos aerodinâmicos ilustram bem este comportamento, com o A_2^* crescendo rapidamente com o incremento da velocidade, e excedendo o valor crítico de A_2^* numa velocidade reduzida bastante baixa ($V/fB \approx 2$ - escoamento suave) para a ocorrência de drapejamento em ambos os modelos de identificação de sistemas (Fig. 5.71 – *COUPLE*, Fig. 5.72 – *EQUAL* e Tab. 5.1), e o H_1^* apresenta-se com valores positivos, indicando que o modo vertical ultrapassa seus limites de amortecimento (Fig. 5.75 – *COUPLE*, Fig. 5.76 – *EQUAL* e Tab. 5.1). Em escoamento turbulento, observa-se que a velocidade crítica, apesar de ainda muito baixa, é maior que a do escoamento suave (Figs. 5.12, 5.77 e 5.79 e Tab. 5.1);

- a seção POS (ponte original simplificada), mostrou-se bastante estável quanto ao critério de deslocamentos (Figs. 5.13 a 5.16 e Tab. 5.1). Este resultado evidência a importância de se fazer os modelos reduzidos, reproduzindo os detalhes do protótipo, seção PO, que apresentou velocidade crítica relativamente mais baixa. A condição estável da seção POS é ratificada pelo modelo de identificação *COUPLE* (Figs. 5.80 e 5.84 e Tab. 5.1), mas no

modelo de identificação *EQUAL*, em escoamento suave, há valores de H_1^* positivos que indicam uma velocidade crítica de aproximadamente 20m/s (Tab. 5.1). Porém, analisando este resultado, a priori ilógico diante dos demais critérios, e também, do observado durante os ensaios (ausência de oscilações do modelo), observa-se que os valores positivos de H_1^* (Fig. 5.85) estão definidos pela linha de tendência que nesta região está associada a pontos onde apenas um deles ultrapassa o valor crítico de H_1^* , indicando que este ponto se dispersa do comportamento dos demais, dispersão esta justificável, pois o movimento vertical real e o calculado não coincidem totalmente;

- a seção PON (ponte original nariz), em escoamento suave e com amortecimento natural, apresentou uma ínfima melhora na velocidade crítica, apesar de ser mais aerodinâmica. Esta questão da inclusão de nariz de vento nos bordos da seção apresenta melhoras mais significativas para o fenômeno de desprendimento de vórtices. Também, deve-se salientar que as dimensões deste nariz em relação às dimensões da ponte podem ser consideradas pequenas ($\approx 2,55\%$ de B). Quanto aos critérios de determinação da velocidade de instabilização, eles convergem entre si, fornecendo valores de velocidade bem próximos, 54m/s (amplitude em torção – Fig. 5.18 e Tab. 5.1) e 50m/s (*COUPLE* – Fig. 5.89, *EQUAL* – Fig. 5.90 e Tab. 5.1). Em escoamento turbulento, esta seção apresentou-se estável na gama de velocidades estudadas (amplitude em torção - Fig. 5.20, derivativo A_2^* - Fig. 5.95 e Tab. 5.1). O incremento de amortecimento praticamente suprimiu a instabilidade da seção, sendo que, segundo os modelos de identificação de sistemas, a instabilização ocorreu em uma velocidade relativamente alta (*COUPLE* – Fig. 5.98, *EQUAL* – Fig. 5.99 e Tab. 5.1);

- a seção PCN (ponte caixão nariz), em escoamento suave e amortecimento natural, não instabilizou na gama de velocidades avaliada pelo critério de deslocamentos (Figs. 5.29 e 5.30 e Tab. 5.1). Já pelo modelo de identificação *COUPLE*, existem valores positivos de H_1^* que remetem a uma velocidade crítica de 17m/s (Tab. 5.1) seguindo a linha de tendência da Fig. 5.120. Cabe salientar, que estes registros apresentam espectros relativamente sujos, principalmente nas velocidades de vento mais baixas, o que dificulta a convergência do processo de identificação, justificando esta tendência espúria que remete a este resultado discordante do critério de deslocamentos e do observado nos experimentos deste modelo seccional (sem oscilações). Situação similar acontece no modelo de identificação *EQUAL* (Fig. 5.121 e Tab 5.1). Para o escoamento turbulento, a seção não

instabilizou na gama de velocidades avaliada (Figs. 5.31, 5.32, 5.122 e 5.124 e Tab. 5.1). Com o incremento de amortecimento, a seção apresentou-se totalmente estável e com amplitudes similares a seção com amortecimento natural (Figs. 5.25 a 5.28, 5.107, 5.108, 5.111 a 5.113 e 5.115 e Tab. 5.1). A semelhança de valores de deslocamentos entre a seção sem e com amortecimento imposto pode estar relacionada à forma aerodinâmica desta seção, que já conduz a valores bastante baixos de deslocamentos, independente do incremento de amortecimento, pois, seções caixão triangular são consideradas altamente aerodinâmicas;

- a seção PC (ponte caixão), em escoamento suave, não instabilizou na gama de velocidades avaliada pelo critério de deslocamentos (Figs. 5.33 e 5.34 e Tab. 5.1). Já pelo modelo de identificação *COUPLE*, há valores positivos de H_1^* que condicionam a uma velocidade crítica de 13m/s (Tab. 5.1) segundo a linha de tendência da Fig. 5.129 que está associada a pontos onde somente um ponto tem valor positivo de H_1^* , sendo que este ponto apresenta restrições no processamento do registro do movimento vertical, justificando sua dispersão em relação aos demais e remetendo a este resultado discordante do critério de deslocamentos e do observado nos experimentos desta seção (sem oscilações). No modelo de identificação *EQUAL*, a seção, dentro da gama de velocidades estudadas, não ultrapassou os seus respectivos limites de derivativos aerodinâmicos (Figs. 5.126 e 5.130 e Tab. 5.1). Para o escoamento turbulento, a seção não instabilizou na gama de velocidades avaliada (Figs. 5.35, 5.36, 5.131 e 5.133 e Tab. 5.1);

- a seção PONP (ponte original nariz prolongado), em escoamento suave e amortecimento natural, não instabilizou na gama de velocidades avaliada e o mesmo ocorre para o escoamento turbulento (Figs. 5.37 a 5.40, 5.134, 5.135, 5.138 a 5.140 e 5.142 e Tab. 5.1). O incremento de amortecimento, como era de se esperar, manteve a seção estável e as amplitudes permaneceram praticamente as mesmas da seção sem amortecimento imposto (Figs. 5.41 a 5.44). Porém, no modelo de identificação *EQUAL*, há um ponto com valor positivo de H_1^* (Fig. 5.148), que conduz a uma velocidade crítica de 10m/s (Tab. 5.1), que apresenta uma frequência vertical divergente da frequência vertical natural e do espectro, justificando a anomalia deste resultado ante aos demais critérios. Observa-se também a melhora da performance da seção PONP em relação à seção PON, sendo que aquela tem um nariz com o dobro da largura desta, o que torna a PONP mais aerodinâmica;

- a seção PONPP (ponte original nariz prolongado placa), em escoamento suave e amortecimento natural, não instabilizou na gama de velocidades avaliada pelo critério de deslocamentos (Figs. 5.49 e 5.50 e Tab. 5.1), mas em ambos os modelos de identificação, caracterizou-se a excitação do modo vertical, mais especificamente no modelo *EQUAL* (Fig. 5.166), que apresenta duas regiões que caracterizam a ocorrência deste fenômeno; a primeira região condiciona uma velocidade crítica de 14m/s (Tab. 5.1) que esta associada a um ponto espúrio. Em escoamento turbulento a seção não instabilizou (Figs. 5.51, 5.52, 5.167 e 5.169 e Tab. 5.1). O incremento de amortecimento não apresentou resultados melhores em termos de amplitudes (Figs. 5.45 a 5.48), e no critério de amortecimento, em ambos os modelos de identificação, a seção mostrou-se estável (Figs. 5.152, 5.153, 5.156 a 5.158 e 5.160 e Tab. 5.1). A seção PONPP, que tem um prolongamento em placa na extremidade do nariz a mais que a PONP, a priori, não se mostrou melhor ou pior que a seção PONP nos experimentos e processamentos realizados neste estudo.

5.4 Comentários gerais

Conforme a análise dos resultados, de forma geral, ambos os modelos de identificação de sistemas comportam-se bem segundo a literatura, a correlação entre os sistemas vento-pontes, a correlação entre os próprios modelos de identificação e os critérios inerentes ao processamento dos modelos. Em uma análise mais detalhada, o modelo *COUPLE* em relação ao modelo *EQUAL*, apresenta resultados mais regulares dos parâmetros identificados, como por exemplo, frequências e amortecimentos dos sistemas vento-pontes ensaiados (ilustrados através dos derivativos aerodinâmicos), requerendo um número menor de iterações no processo e com uma melhor convergência no ajuste das curvas de decaimento vertical e angular.

As alterações na forma arquitetônica da seção transversal do tabuleiro, desde que bem avaliadas, confirmaram-se como uma boa alternativa para melhoria da performance aerodinâmica da ponte, aumentando a velocidade crítica de drapejamento e até suprimindo a ocorrência deste fenômeno, conforme se tornou a seção da ponte mais aerodinâmica - da seção tipo “Tacoma” a seção PONPP.

O amortecimento ratificou-se como um recurso bastante efetivo na estabilização da seção transversal do tabuleiro da ponte, principalmente naquelas de forma rombuda.

Quanto ao escoamento, observou-se a tendência estabilizadora do escoamento turbulento em relação ao escoamento suave, como já mencionada algumas vezes na literatura.

6 CONCLUSÕES

Diante das conjecturas da vida moderna, ocorreram mudanças nas engenharias, destacando-se a construção de obras de grande porte com características cada vez mais arrojadas, tanto esteticamente como tecnicamente, mencionando ainda, a questão da minoração dos custos que leva este quadro ainda mais ao limite. As pontes com grandes vãos, em especial as suspensas e as estaiadas, representam muito bem este nicho da engenharia. As forças aerodinâmicas são consideradas críticas para a estabilidade destas estruturas, e conseqüentemente, o entendimento da interação destas forças com a estrutura da ponte, que envolve aerodinâmica não-linear, é de suma importância. Em vista disto, foi proposto neste trabalho um procedimento experimental-numérico baseado em experimentos em túnel de vento e identificação de sistemas para determinação da resposta dinâmica de pontes sob ação do vento para diferentes formas de seções transversais de pontes.

A parte experimental do procedimento experimental-numérico proposto foi fundamentada em um único experimento em túnel de vento de modelo seccional reduzido para obter os registros de cada sistema vento-ponte. Na parte numérica, realizou-se a identificação dos parâmetros dos registros obtidos nos experimentos das pontes com o auxílio da técnica do “*Random Decrement*” e o ajuste das curvas de decaimento por mínimos quadrados não-linear, determinando-se as frequências e os amortecimentos de cada sistema, sendo estes ilustrados via derivativos aerodinâmicos diretos: H_1^* , A_2^* e A_3^* . A partir da análise destes coeficientes foi obtida a velocidade crítica para cada sistema vento-ponte.

Dos estudos feitos, nas vinte e seis configurações distintas dos sistemas vento-pontes, observou-se que:

- os resultados, no geral, são bons para ambos os modelos de identificação de sistemas (*COUPLE* – que ajusta individualmente a curva de decaimento de cada movimento,

vertical e torsional e *EQUAL* – que ajusta simultaneamente as curvas de decaimento de ambos os movimentos, vertical e torsional) de acordo com os seguintes critérios: literatura, correlação entre os sistemas vento-pontes, correlação entre os próprios modelos de identificação e critérios inerentes ao processamento dos modelos. Destaca-se o modelo *COUPLE*, que apresentou melhores resultados dos parâmetros identificados (coeficientes de drapejamento), requerendo um número menor de iterações no processo e com uma melhor convergência no ajuste das curvas de decaimento vertical e torsional que o modelo *EQUAL*;

- as alterações na forma arquitetônica da seção transversal do tabuleiro, desde que bem avaliadas, confirmaram-se como uma boa alternativa para melhoria do desempenho aerodinâmico da ponte, aumentando a velocidade crítica de drapejamento e até suprimindo a ocorrência deste fenômeno, conforme se tornou a seção da ponte mais aerodinâmica - da seção tipo “Tacoma” a seção PONPP (tipo caixão com extremidade triangular e placa divisória), num total de oito formas de seções;

- o amortecimento ratificou-se como um recurso bastante efetivo na estabilização da seção transversal do tabuleiro da ponte, principalmente naquelas de forma rombuda;

- quanto ao escoamento, observou-se a tendência estabilizadora do escoamento turbulento em relação ao escoamento suave, como já mencionada algumas vezes na literatura.

Os modelos de identificação apresentados neste trabalho, além dos bons resultados apresentados, constituem-se em uma ferramenta prática que é capaz de determinar os parâmetros do sistema tais como as frequências e os amortecimentos, e conseqüentemente, os derivativos aerodinâmicos, a partir de um único experimento em túnel de vento de modelo seccional e modelagem numérica que utiliza técnicas relativamente simples, mas eficientes, como o “*Random Decrement*” e os mínimos quadrados não-linear, o que muitas vezes não é possível, como no método de Scanlan, que requer no mínimo dois experimentos para cada modelo para obter-se os derivativos diretos (Scanlan e Tomko, 1971).

6.1 Sugestões para trabalhos futuros

Outros aspectos, dentro do estudo realizado neste trabalho, seriam relevantes, dentre eles:

- realizar novamente os mesmos ensaios deste trabalho para avaliar a repetitividade dos resultados;
- obter os derivativos cruzados de drapejamento;
- estudar outras formas de seções transversais;
- variar o ângulo de incidência do vento.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AGAR, T.J.A. (1991). **Dynamic Instability of Suspension Bridge**. *Computers & Structures*, vol. 41, n°. 6, p. 1321-1328.

ANDERSEN, P.; KIKERGAARD, P.H. (1998). **Statistical Damage Detection in Civil Engineering Structures Using ARMAV Models**. Aalborg University, Department of Building Technology and Structural Engineering, Aalborg, Denmark.

BATTISTA, R.C.; PFEIL, M.S. (2005). **Múltiplos Atenuadores Dinâmicos Sincronizados para Controle das Oscilações Induzidas pelo Vento na Ponte RIO-NITERÓI**. *Revista Sul-Americana de Engenharia Estrutural*, vol. 2, n°. 1, p. 73-95.

BELIVEAU, J.G. (1973). **Suspension Bridge Aeroelasticity Nonlinear Least Squares Technique for System Identification**. *Ph.D Dissertation*. Princeton University.

BLESSMANN, J. (1990). **Aerodinâmica das Construções**. Editora Sagra, Porto Alegre.

BLESSMANN, J. (1998). **Introdução ao Estudo das Ações Dinâmicas do Vento**. Editora da Universidade, UFRGS, Porto Alegre.

BLEVINS, R.D. (1977). **Flow-Induced Vibration**. Van Nostrand Reinhold, New York.

BRITO, J.L.V. (1995). **Formulação dos Efeitos de Interação Fluido-Estrutura em Elementos Prismáticos, Visando a Determinação da Instabilidade Dinâmica Devida à Ação do Vento**. *Tese de Doutorado*. Curso de Pós-Graduação em Engenharia Civil, Escola de Engenharia, UFRGS. Porto Alegre.

COLE, H.A. (1971). **Method and Apparatus for Measuring the Damping Characteristics of a Structure**. *United States Patent n° 3.620.069*.

COLE, H.A. (1973). **On-Line Failure Detection and Damping Measurement of Aerospace Structures by the Random Decrement Signatures**. *NASA CR-2205*.

COMITÉ EURO-INTERNATIONAL DU BÉTON (CEB). (1991). **Vibration Problems in Structures**. *Bulletin d' Information n° 209*.

DE AZEVEDO, L.V. (1999). **Análise da Aplicação do Método da Decomposição Modal para a Representação do Campo de Pressões de Modelo Flexível em Túnel de Vento**. *Dissertação de Mestrado*. Universidade Federal do Rio Grande do Sul.

DE MIRANDA, M. (2000). **Bridge Over the Rio Guamá**. *Report n° R. 06*. Final Specifications for Wind Tunnel Tests, Consórcio Novo Guamá, São Paulo, Brasil. "Studio De Miranda Associati" (www.demiranda.it).

DE MIRANDA, M.; BARTOLI, G. (2001). **Aerodynamic Optimization of Decks of Cable-Stayed Bridges**. "Studio De Miranda Associati" (www.demiranda.it).

EWINS, D.J. (1995). **Modal Testing: Theory and Practice**. John Wiley & Sons Inc., USA.

FARQUHARSON, F.B.; SMITH, F.C.; VINCENT, G.S. (1949-54). **Aerodynamic Stability of Suspension Bridges with Special Reference to the Tacoma Narrows Bridge**. University of Washington, Engineering Experiment Station, *Bulletin n° 116*, Parts I to V.

GU, M.; ZHANG, R.; XIANG, H. (2000). **Identification of Flutter Derivatives of Bridge Decks**. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 84, p. 151-162.

IBRAHIM, S.R.; MIKULSIK, E.C. (1977). **A Method for the Direct Identification of Vibration Parameters from the Free Response**. *The Shock and Vibration Bulletin*, *Bulletin n° 47*, Part 4.

IMAI, H.; YUN, C.B.; MARUYAMA, O.; SHINOZUKA, M. (1989). **Fundamentals of System Identification in Structural Dynamics**. *Prob. Engrg. Mech.*, vol. 4 (4).

IRWIN, P.A. (1998). **The role of Wind Tunnel Modeling in the Prediction of Wind Effects on Bridges**. *Bridge Aerodynamics*. Larsen and Esdahl Editors.

IRWIN, P.A.; RAGGET, J.; SCANLAN, R.H.; JONES, N.; XIE, J.; INGHAM, T.J. (1998). **Wind Retrofit Studies for the Golden Gate Bridge**. *Proceedings of the Structural Engineers World Congress*, ASCE, San Francisco, USA, July 19-23.

IRWIN, P.A.; XIE, J.; STONE, G.K. (1997). **Controlling Factors in the Aerodynamic Stability of Cable-Stayed Bridges**. *Proceedings Structures Congress XV*, ASCE, p. 170-174, Portland, Oregon, USA, April 13-16.

ITO, M.; NAKAMURA, Y. (1982). **Aerodynamic Stability of Structures in Wind**. *IABSE Surveys*, vol. 20, p. 33-55, Zürich.

KING, J.P.C. (2003). **The Foundation and the Future of Wind Engineering of Long Span Bridges – the Contributions of Alan Davenport**. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 91, p. 1529-1546.

KLÖPPEL, K.; WEBER, G. (1963). **Teilmodelversuche zur Beurteilung des Aerodynamischen Verhaltens von Brücken**. *Der Stahlbau*, Heft 3 and 4, Berlin.

KUMARASENA, T. (1989). **Wind Response Prediction of Long-Span Bridges**. *Ph.D Dissertation*. The Johns Hopkins University.

LAROSE, L.G. (1992). **The Response of a Suspension Bridge Deck to Turbulent Wind: The Taut Strip Model Approach**. *Degree of Master*. Faculty of Engineering Science, Faculty of Graduate Studies The University of Western Ontario London. Ontario, March.

LARSEN, A. (1998). **Advances in Aeroelastic Analyses of Suspension and Cable-Stayed Bridges**. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 74-76, p. 73-90.

LI, Y.; LIAO, H.; QIANG, S. (2003). **Weighting Ensemble Least-Square Method for Flutter Derivatives of Bridge Decks**. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 91, p. 713-721.

LJUNG, L. (1999). **System Identification: Theory for the User**. Second Edition. Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, USA.

LOREDO-SOUZA, A.M.; DAVENPORT, A.G. (1998). **The Effects of High Winds on Transmission Lines**. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 74-76, p. 987-994.

MEYER, K. F. (1999). **Estruturas Metálicas: Pontes Rodoviárias e Ferroviárias**. Vol. 1, 384 páginas.

PARKINSON, G.V.; SMITH, J.D. (1964). **The Square Prism as an Aeroelastic Nonlinear Oscillator**. *Quarterly Journal of Mechanics and Applied Mathematics*, London, vol. 17, p. 225-239.

PEETERS, B. (2000). **System Identification and Damage Detection in Civil Engineering**. *Ph.D Thesis*. Katholieke Universiteit Leuven. Belgium.

PFEIL, W. (1983). **Pontes – Curso Básico**. Rio de Janeiro: Editora Campus.

POULSEN, N.K.; DAMSGAARD, A.; REINHOLD T.A. (1992). **Determination of Flutter Derivatives for the Great Belt East**. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 41, p. 153-164.

RAKE, H. (1980). **Step Response and Frequency Response Methods**. *Automatica*, vol. 16, p. 519-526.

RIERA, J.D. (1989). **Fundamentos e Aplicações da Teoria de Instabilidade de Sistemas Dinâmicos**. *Parte I, Relatório Técnico nº 08*. Porto Alegre.

ROCHA, M.M.; LOREDO-SOUZA, A.M.; PALUCH, M.J. (2001). **Estudo Experimental em Túnel de Vento das Características Aerodinâmicas da Seção Transversal da Ponte Estaiada sobre o Rio Guamá**. *Relatório Interno*. LAC-UFRGS.

SARKAR, P.P.; JONES, N.P.; SCANLAN, R.H. (1992). **System Identification for Estimation of Flutter Derivatives**. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 42, nº. 1-3, p. 1243-1254.

SCANLAN, R.H. (1978). **The Action of Flexible Bridges Under Wind**. *J. Sound and Vibration*, vol. 60, nº. 2, I. Flutter Theory, 187-199; II. Buffeting Theory, p. 201-211.

SCANLAN, R.H. (1988). **On Flutter and Buffeting Mechanisms in Long-Span Bridges**. *Journal Probabilistic Engineering Mechanics*, vol. 3 (1), p. 371-385.

SCANLAN, R.H. (1995). **A Review of Some Key Developments in the Aeroelasticity of Long-Span Bridges**. *A State of the Art in Wind Engineering - 9th Int. Conf. on Wind Engrg.*, IAWQ, Davenport Sixtieth Birth Anniversary Volume, p. 234-248, New Delhi.

SCANLAN, R.H. (1996). **Aerodynamics of Cable-Supported Bridges**. *J. Construct. Steel Res.*, vol. 39, nº. 1, p. 51-68.

SCANLAN, R.H. (1997). **Amplitude and Turbulence Effects on Bridge Flutter Derivatives**. *Journal of Structural Engineering*, vol. 123, n°. 2, p. 232-236, Feb.

SCANLAN, R.H.; JONES, N.P. (1988). **Aeroelastic Analysis of Cable-Stayed Bridges**. *Submitted to J. Struct. Engrg.*, ASCE.

SCANLAN, R.H.; JONES, N.P. (1990). **A Minimum Design Methodology for Evaluating Bridge Flutter and Buffeting Response**. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 36, p. 1341-1353.

SCANLAN, R.H.; JONES, N.P. (1999). **A Form of Aerodynamic for Use in Bridge Aeroelastic Analysis**. *Journal of Fluids and Structures*, vol. 13, p. 1017-1027.

SCANLAN, R.H.; TOMKO, J.J. (1971). **Airfoil and Bridge Decks Flutter Derivatives**. *Journal of Engineering Mechanics Division*, vol. 97, n°. 6, p. 1717-1737, Dec.

SCRUTON, C. (1952). **Experimental Investigation of Aerodynamic Stability of Suspension Bridge with Special Reference to Severn Bridges**. *Proc. 5th Civil Engrg. Conf.*, vol. 1, Part 1, n°. 2, p. 189-222, London.

SELBERG, A. (1961). **Oscillation and Aerodynamic Stability of Suspension Bridges**. *Acta Polytechnica Scandinavica*, n°. 308, p. 69, Stockholm.

SHIH, C.Y.; TSUEI, Y.G.; ALLEMANG, R.J.; BROWN, D.L. (1988). **Complex Mode Indication Function and Its Application to Spatial Domain Parameter Estimation**. *Mechanical System and Signal Processing*, vol. 2, n°. 4, p. 367-377.

SIMIU, E.; SCANLAN, R.H. (1978). **Wind Effects on Structures: An Introduction to Wind Engineering**. John Wiley, New York.

STEINMANN, D.B. (1943-50). *In Proceedings*, ASCE, vol. 69-71, 75, 76 (10 papers in all).

STEINMANN, D.B. (1954). **Suspension Bridges, the Aerodynamic Problem and its Solution**. *American Scientists*, vol. 42, n°. 3, July.

THEODORSEN, T. (1935). **General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter**. *NACA Rep. 496*.

UENG, J.M.; LIN, C.C.; LIN, P.L. (2000). **System Identification of Torsionally Coupled Buildings**. *Computers and Structures*, vol. 74, p. 667-686.

VAN OVERSCHEE, P.; DE MOOR, B. (1993). **Subspace Algorithm for the Stochastic Identification Problem**. *Automatica*, vol. 29, n° 3, p. 649-660.

VINCENT, G.S. (1958). **Golden Gate Bridge Vibration Studies**. ASCE, *Journal Structural Div.*, Paper 1817.

WALSHE, D.E. (1963). **The Use of Models to Predict the Oscillatory Behavior of Suspension Bridges**. *Proc. Int'l Conf. on Wind Effects on Buildings and Structures*, n° 17, Nat'l Phys. Lab., Teddington, U. K.

WARDLAW, R.L. (1994). **Flutter and Torsional Instability**. *Wind-excited vibrations of structures*. CISM Courses and Lectures, n° 335, Verlag.

WYATT, T.A. (editor). (1981). **The Proposed British Design Rules**. *Bridge Aerodynamics*, Symposium of the Institute of Civil Engineers, London, England.

YAMADA, H.; MIYATA, T.; ICHIKAWA, H. (1992). **Measurement of Aerodynamic Coefficients by System Identification Methods**. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 42, n° 1-3, p. 1255-1263.

YANG, J.C.S.; DAGALAKIS, N.G.; EVERSTINE, G.C., WANG, Y.F. (1983). **Measurement of Structural Damping Using the Random Decrement Technique**. *The Shock and Vibration Bulletin*, Bulletin n° 53, Part 4.

ANEXO I

Neste anexo são mostrados alguns dados obtidos do processamento dos registros utilizados na sintonização dos modelos de identificação de sistemas como: acelerações, espectros, deslocamentos, que são os mesmos para ambos os modelos, *COUPLE* e *EQUAL*, e o ajuste das curvas de decaimento por mínimos-quadrados não linear, que são distintos entre os modelos de identificação. As velocidades são apresentadas com valores referentes ao protótipo, e os demais dados com valores referentes ao modelo.

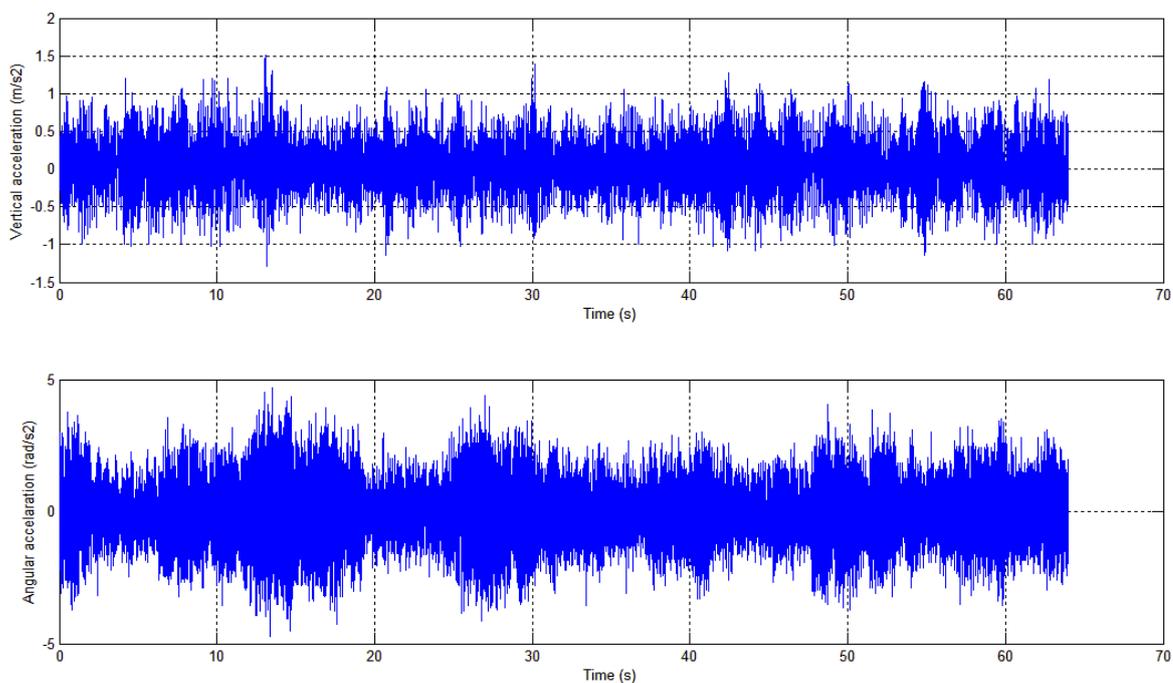


Fig. I.1 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 46,73m/s (grupo de registros: D055S).

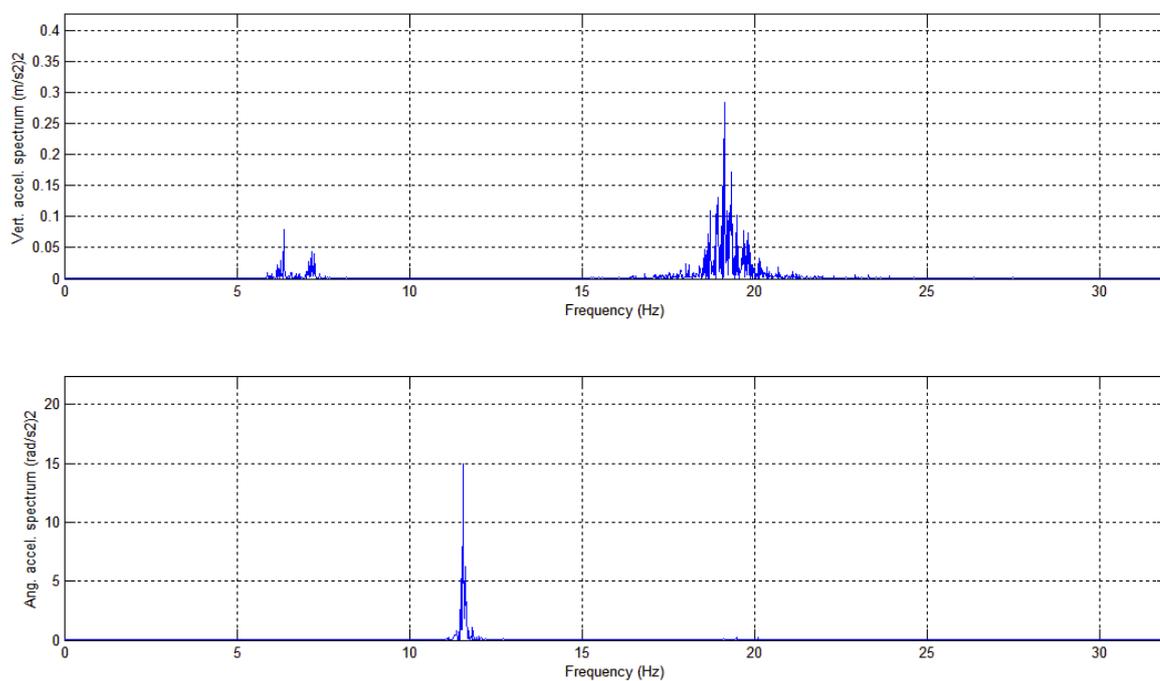


Fig. I.2 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 46,73m/s (grupo de registros: D055S).

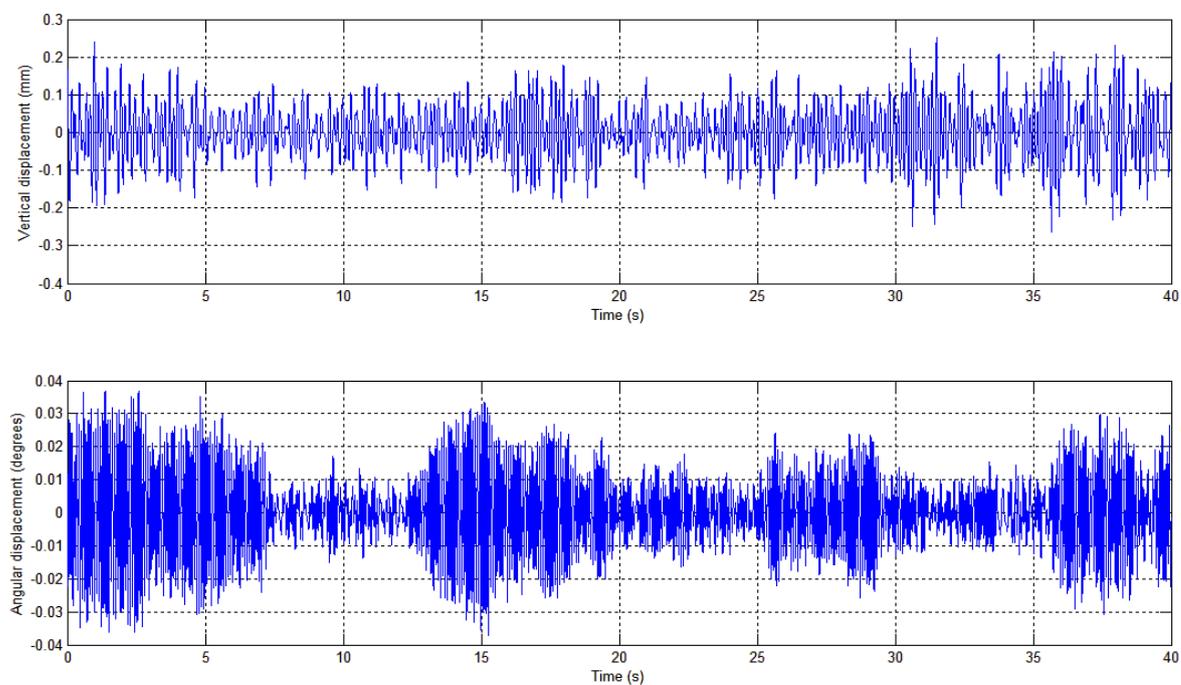


Fig. I.3 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 46,73m/s (grupo de registros: D055S).

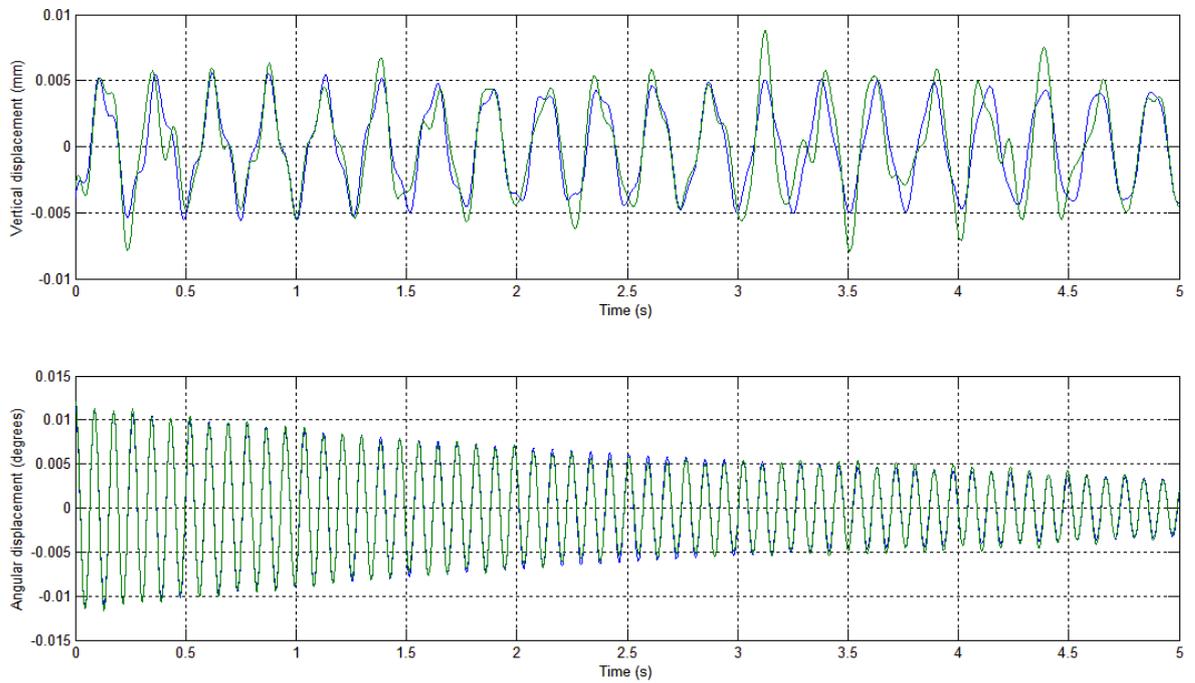


Fig. I.4 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 46,73m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.

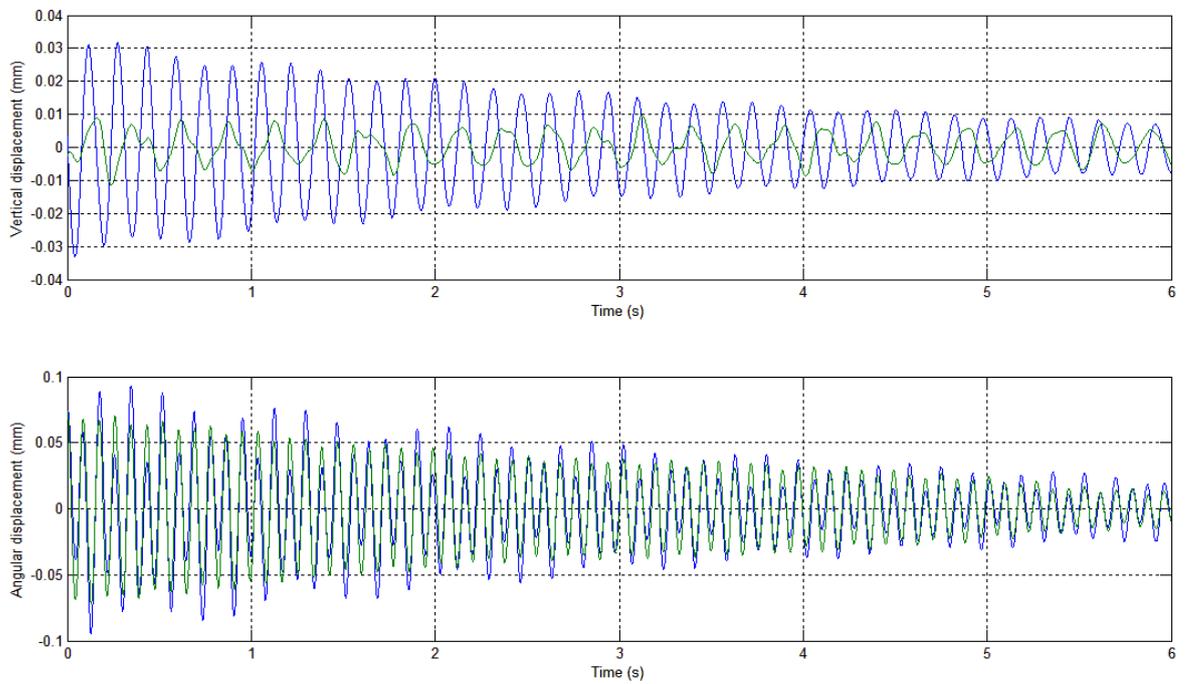


Fig. I.5 – Modelo *EQUAL* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 46,73m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.

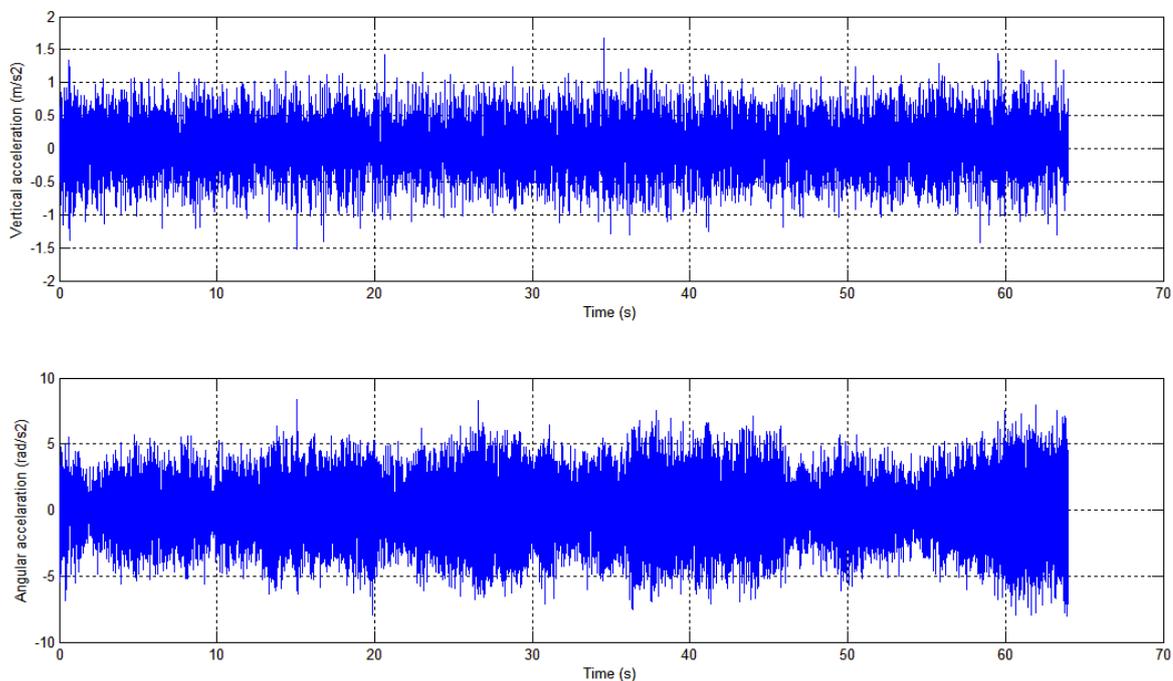


Fig. I.6 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 57,73m/s (grupo de registros: D055S).

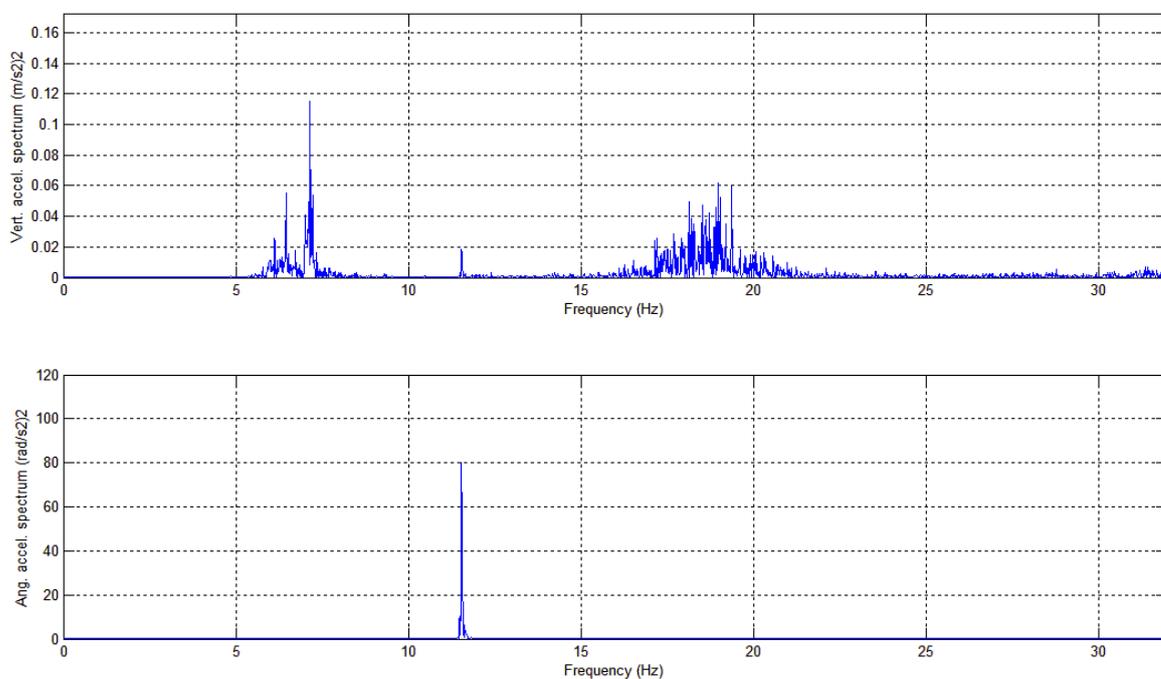


Fig. I.7 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 57,73m/s (grupo de registros: D055S).

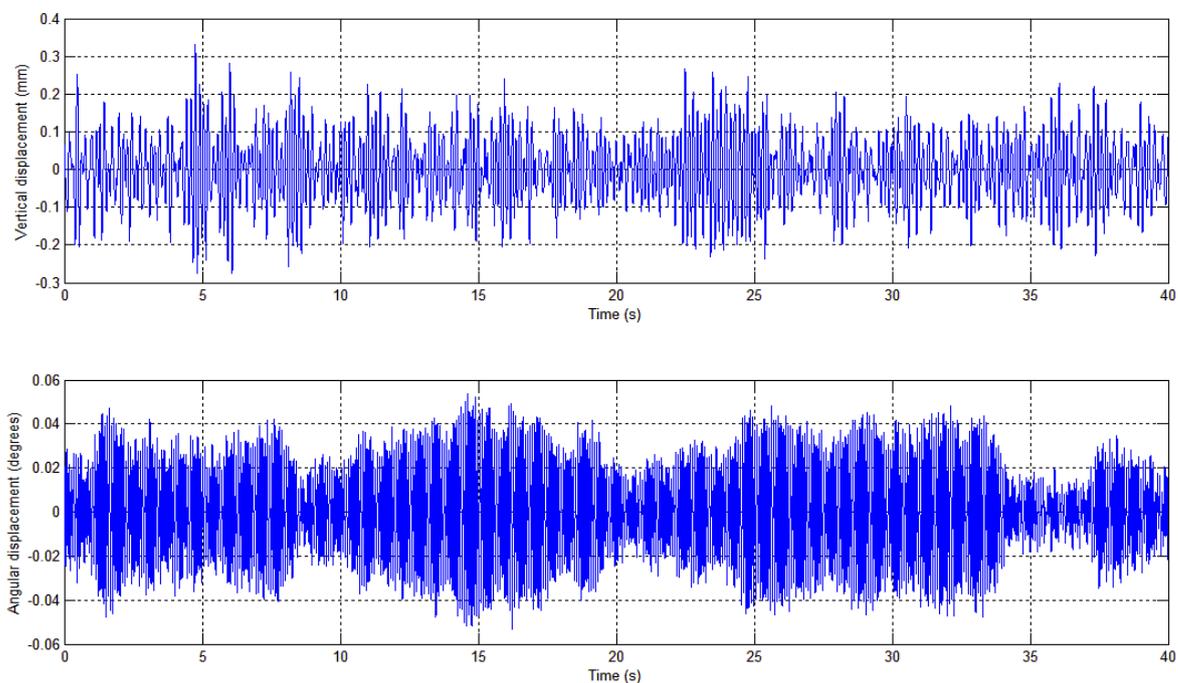


Fig. I.8 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 57,73m/s (grupo de registros: D055S).

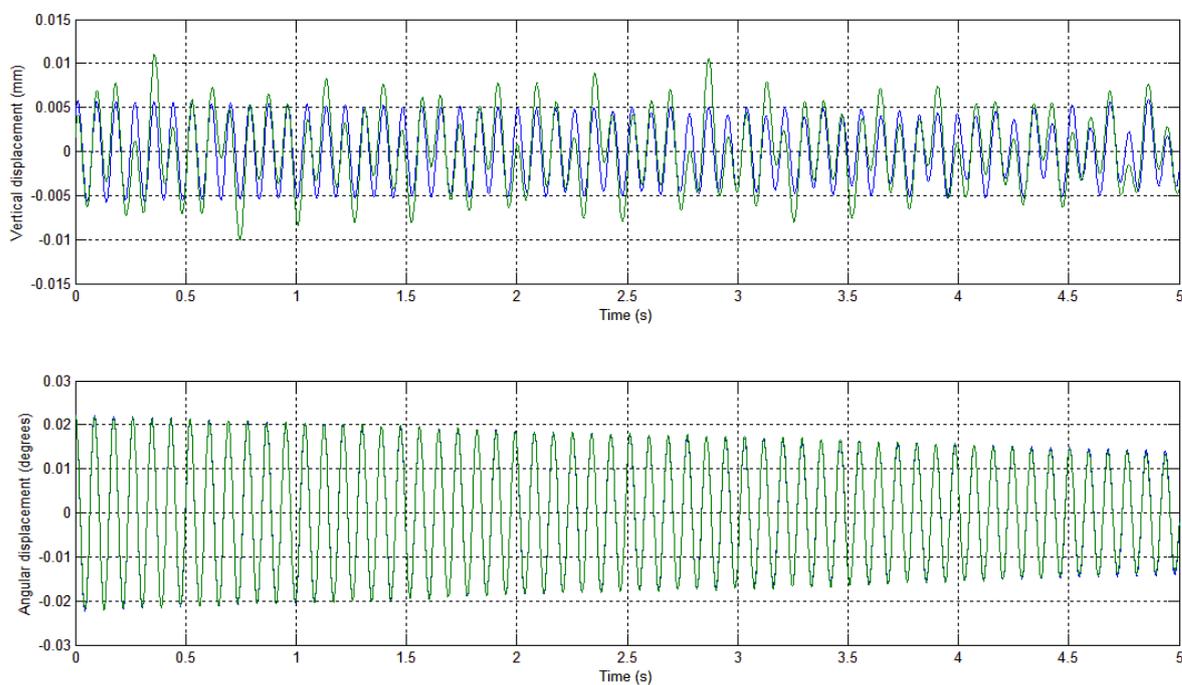


Fig. I.9 – Modelo COUPLE - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 57,73m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.

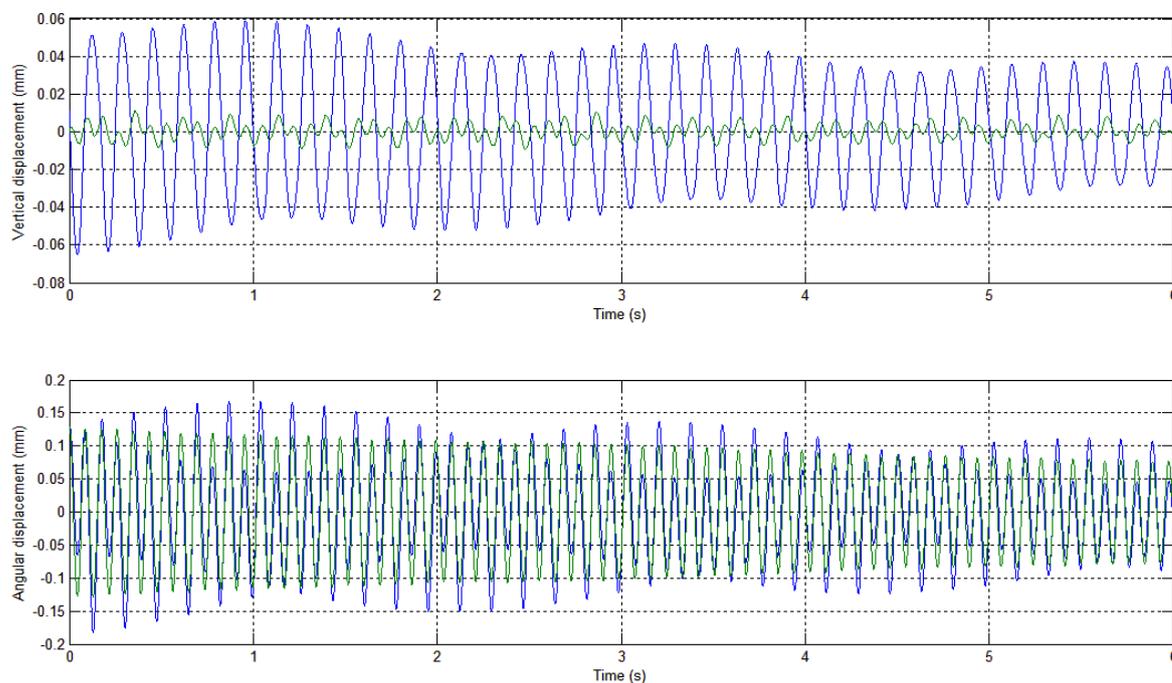


Fig. I.10 – Modelo *EQUAL* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 57,73m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.

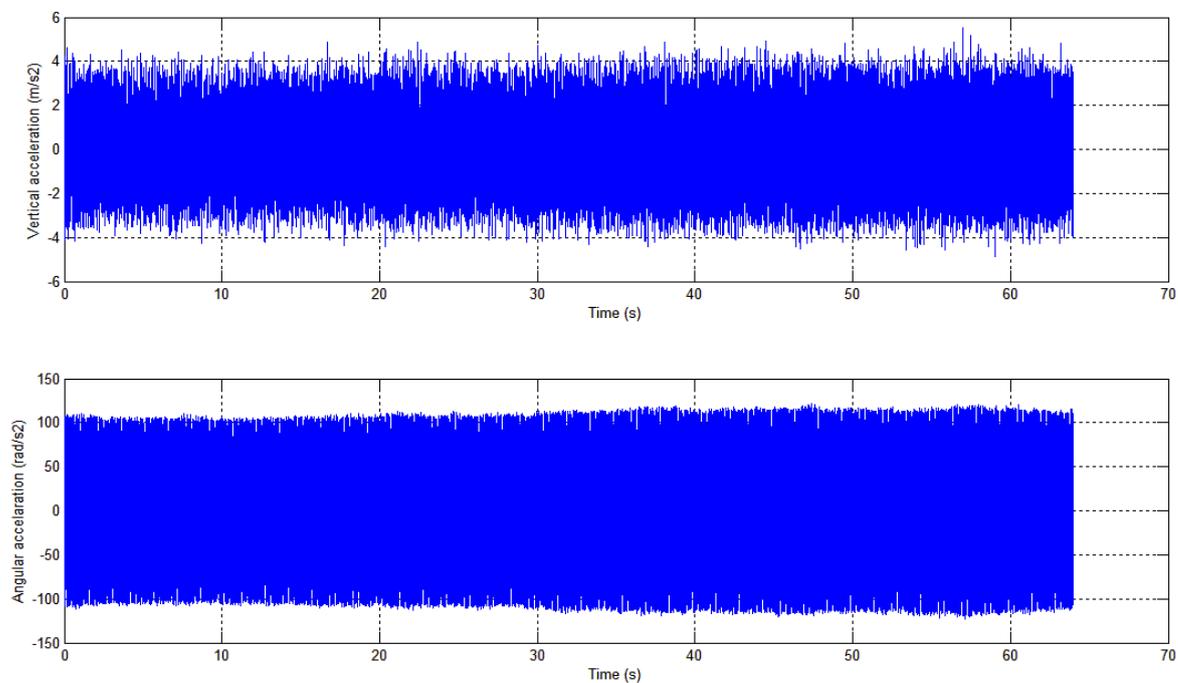


Fig. I.11 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 72,22m/s (grupo de registros: D055S).

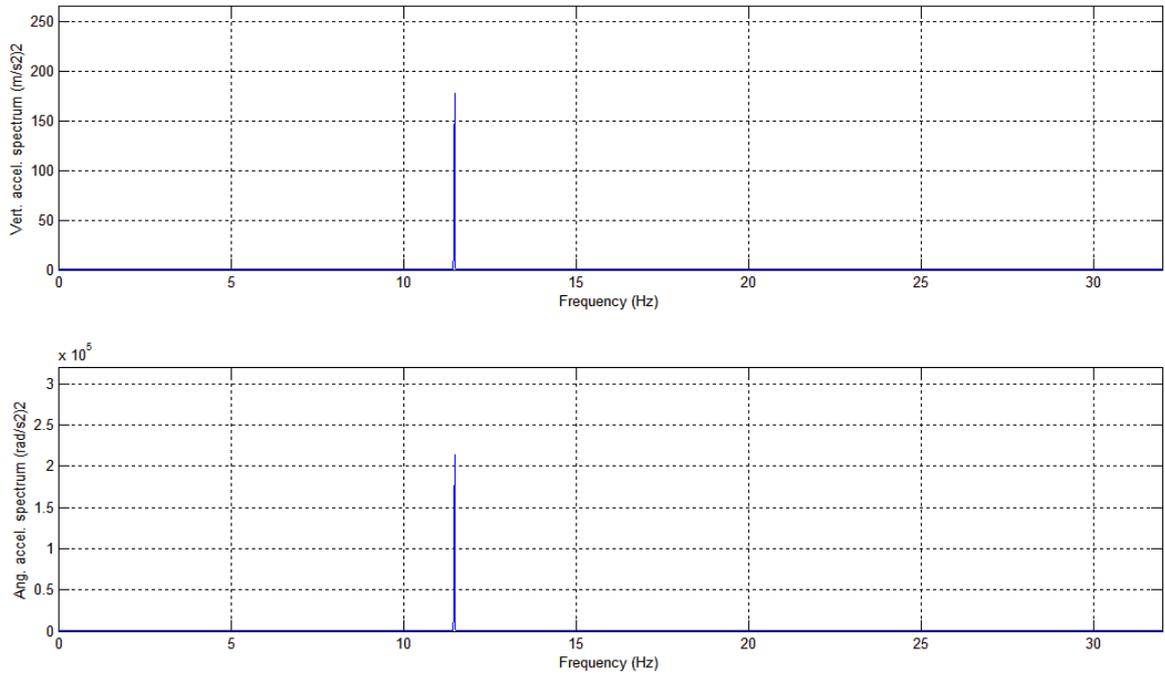


Fig. I.12 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 72,22m/s (grupo de registros: D055S).

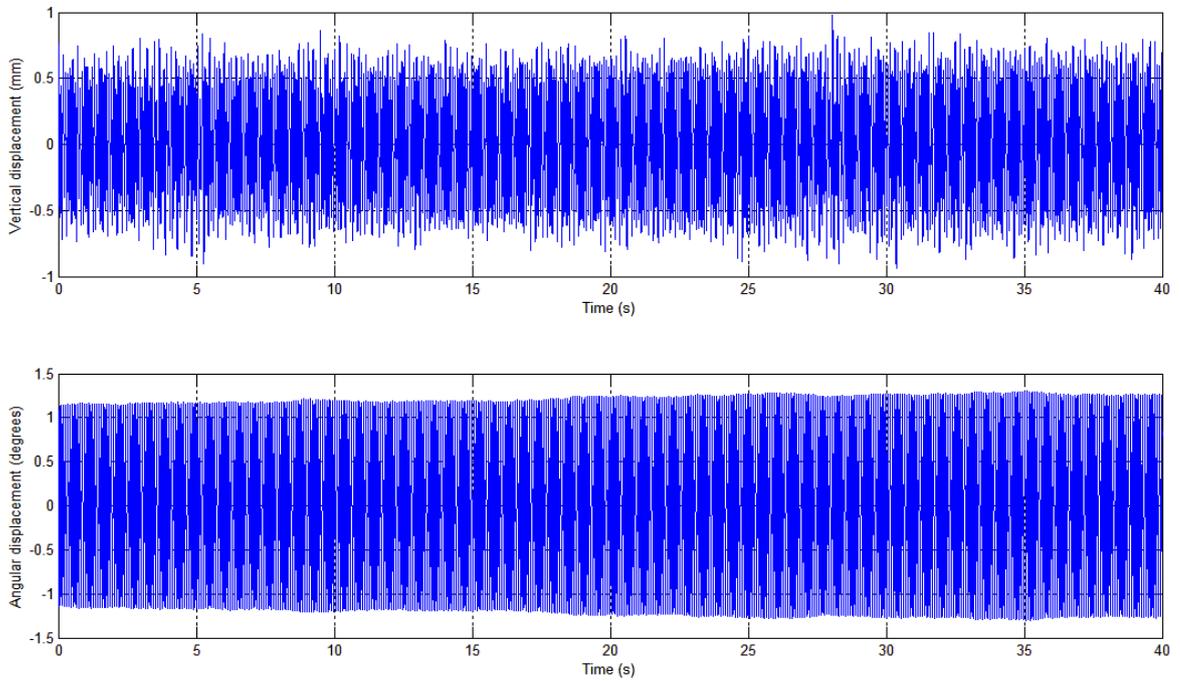


Fig. I.13 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 72,22m/s (grupo de registros: D055S).

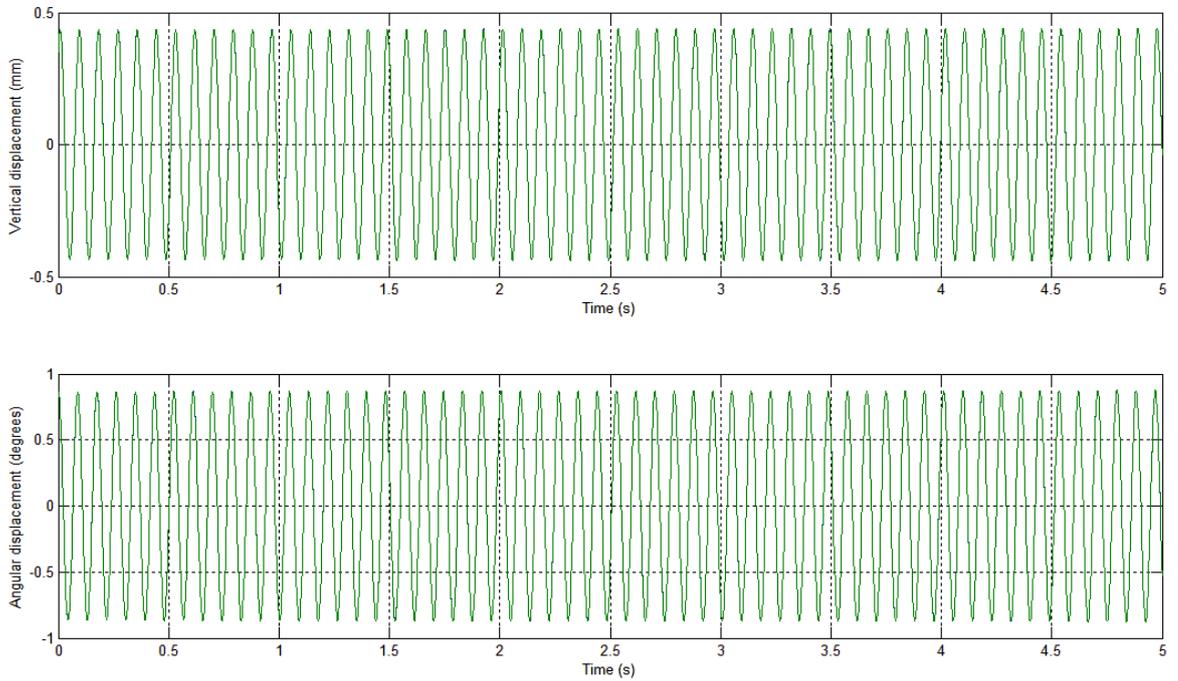


Fig. I.14 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 72,22m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.

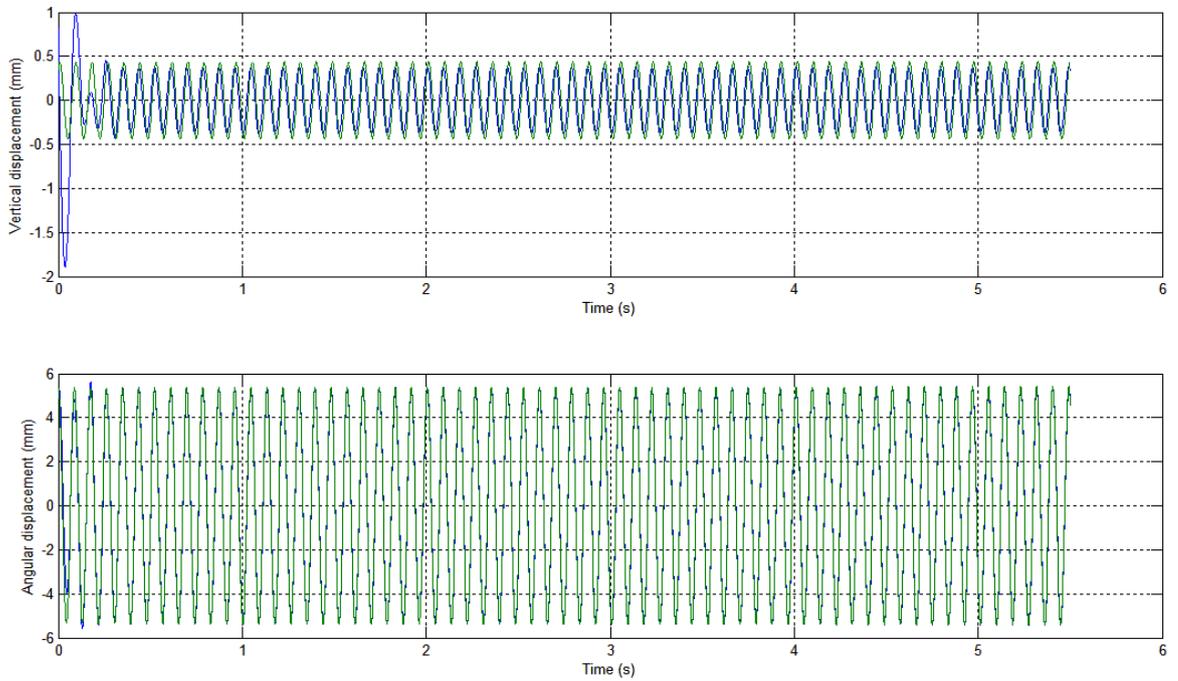


Fig. I.15 – Modelo *EQUAL* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 72,22m/s (grupo de registros: D055S) – curva teórica em azul e curva real em verde.

ANEXO II

Neste anexo são mostrados alguns dados determinados no processamento, com os modelos de identificação de sistemas, dos registros oriundos dos ensaios em túnel de vento das oito seções transversais de tabuleiros de pontes propostas neste trabalho, como: acelerações, espectros, deslocamentos, que são os mesmos para ambos os modelos, *COUPLE* e *EQUAL*, e o ajuste das curvas de decaimento por mínimos-quadrados não linear, que são distintos entre os modelos de identificação. As velocidades são apresentadas com valores referentes ao protótipo, e os demais dados com valores referentes ao modelo.

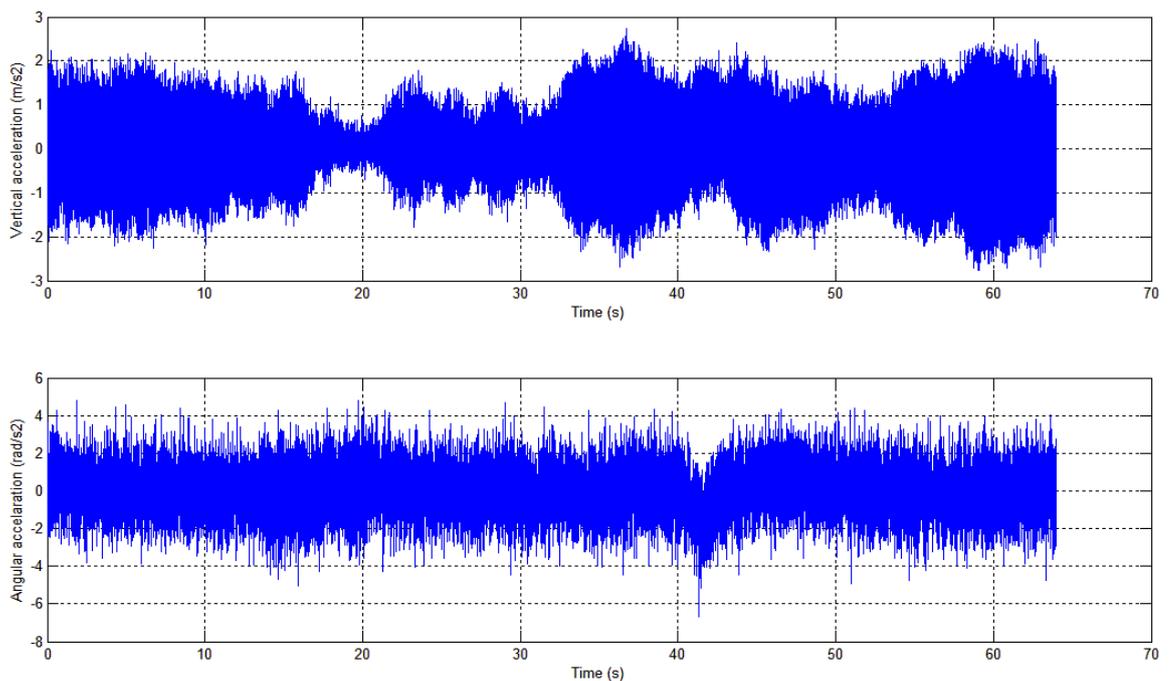


Fig. II.1 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 24,5m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).

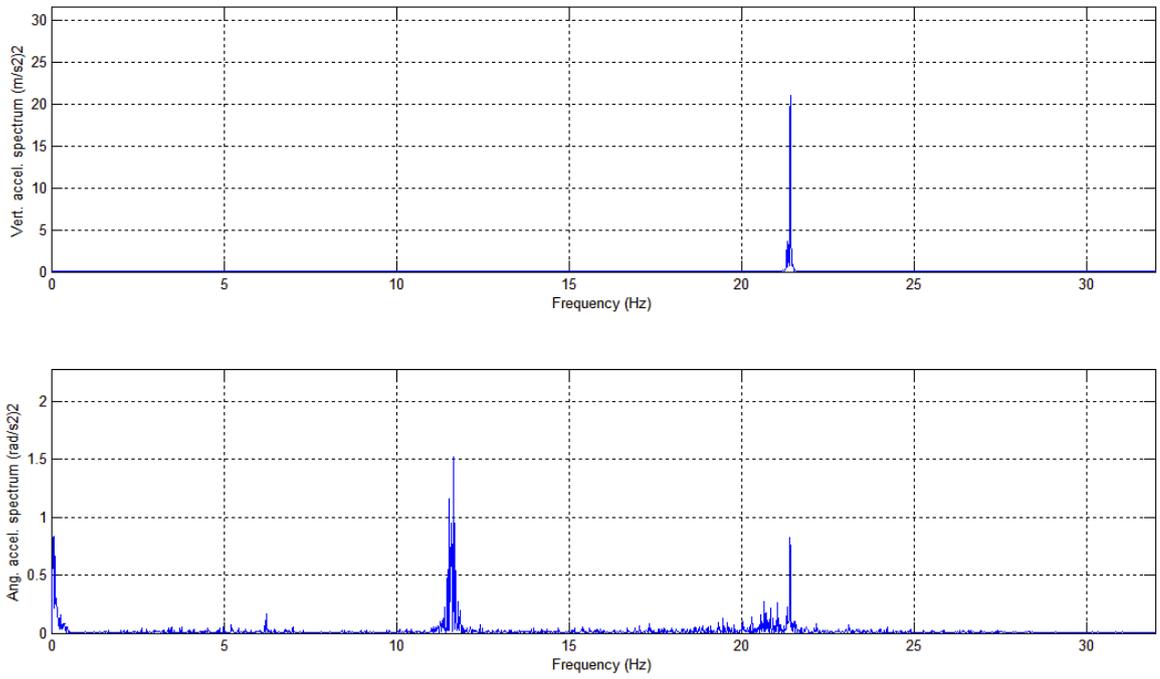


Fig. II.2 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 24,5m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).

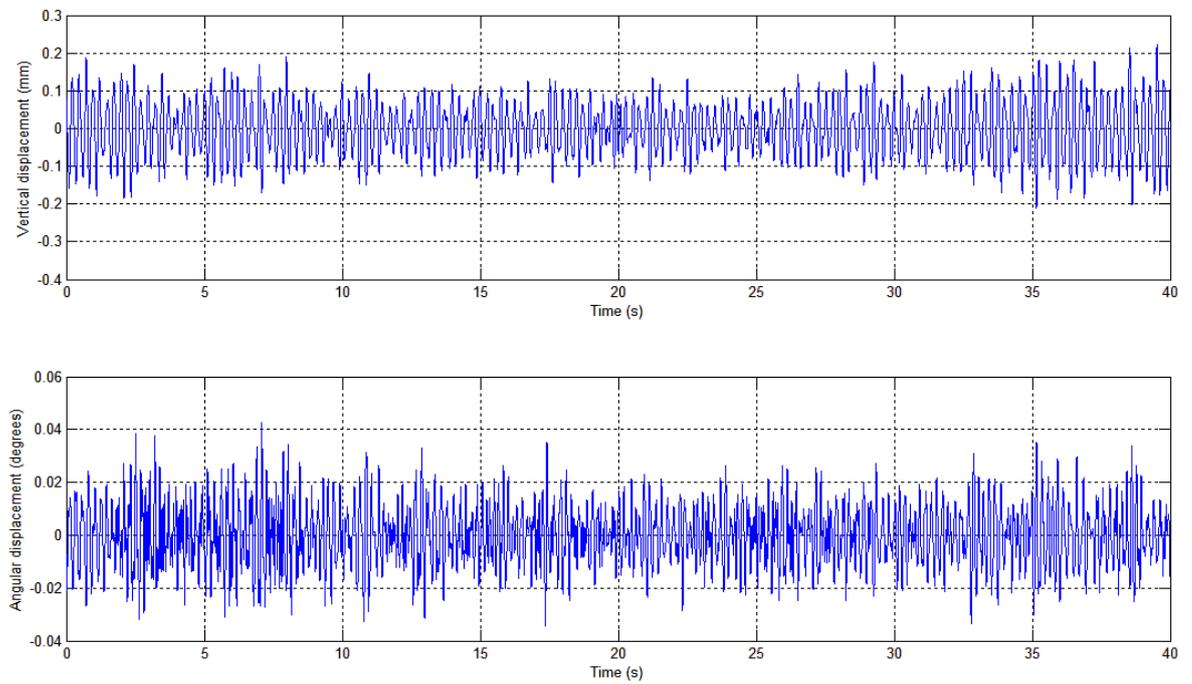


Fig. II.3 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 24,5m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).

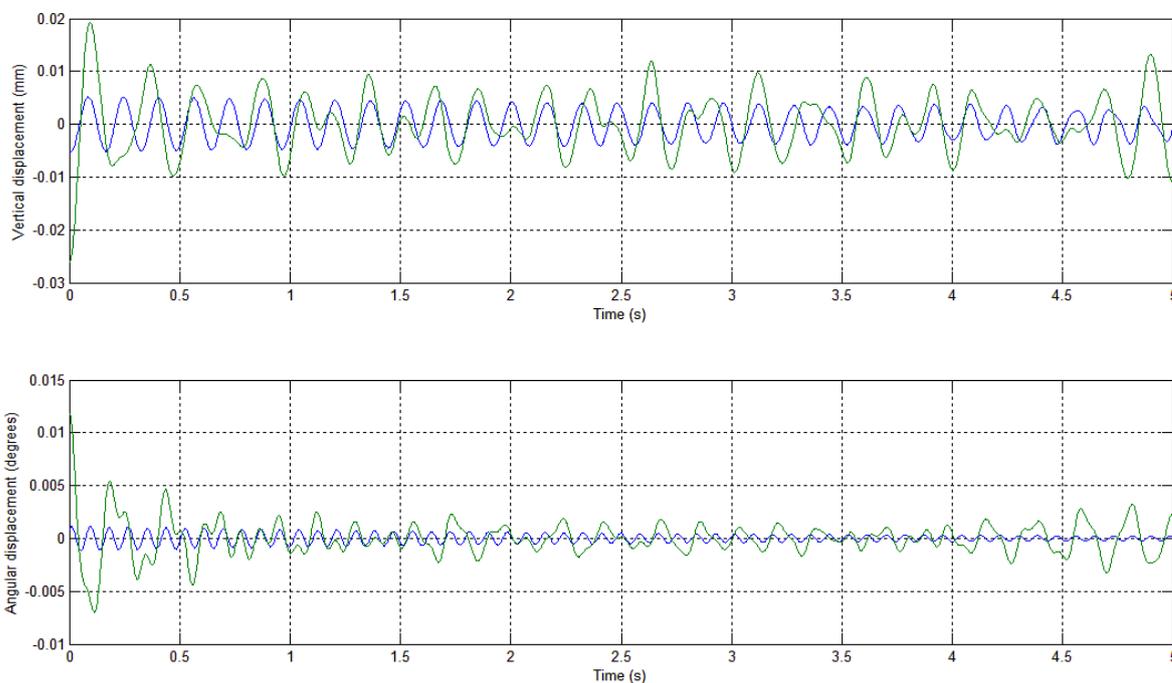


Fig. II.4 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 24,5m/s (grupo de registros: PO_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

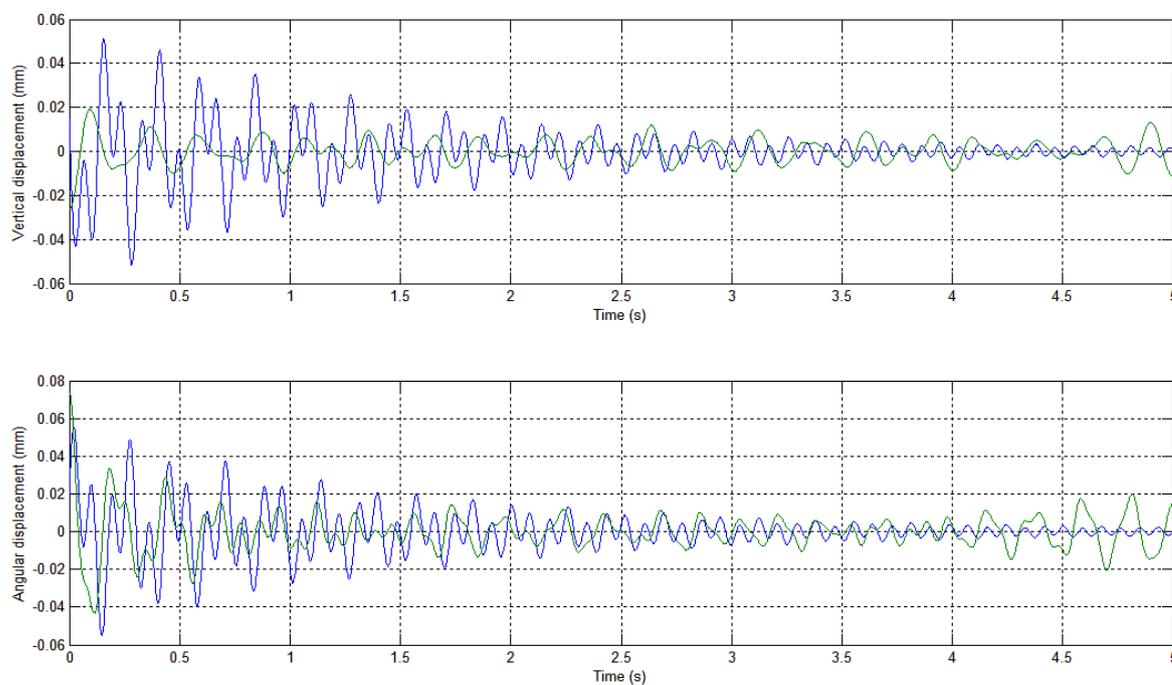


Fig. II.5 – Modelo *EQUAL* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 24,5m/s (grupo de registros: PO_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

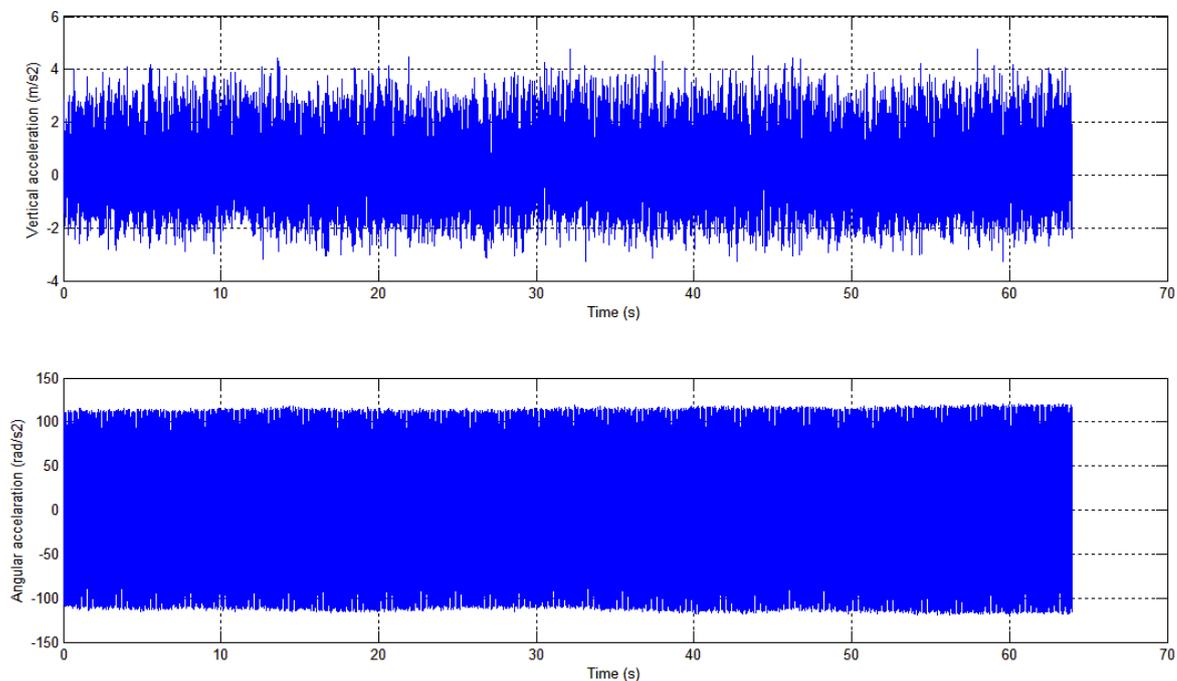


Fig. II.6 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 51,2m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).

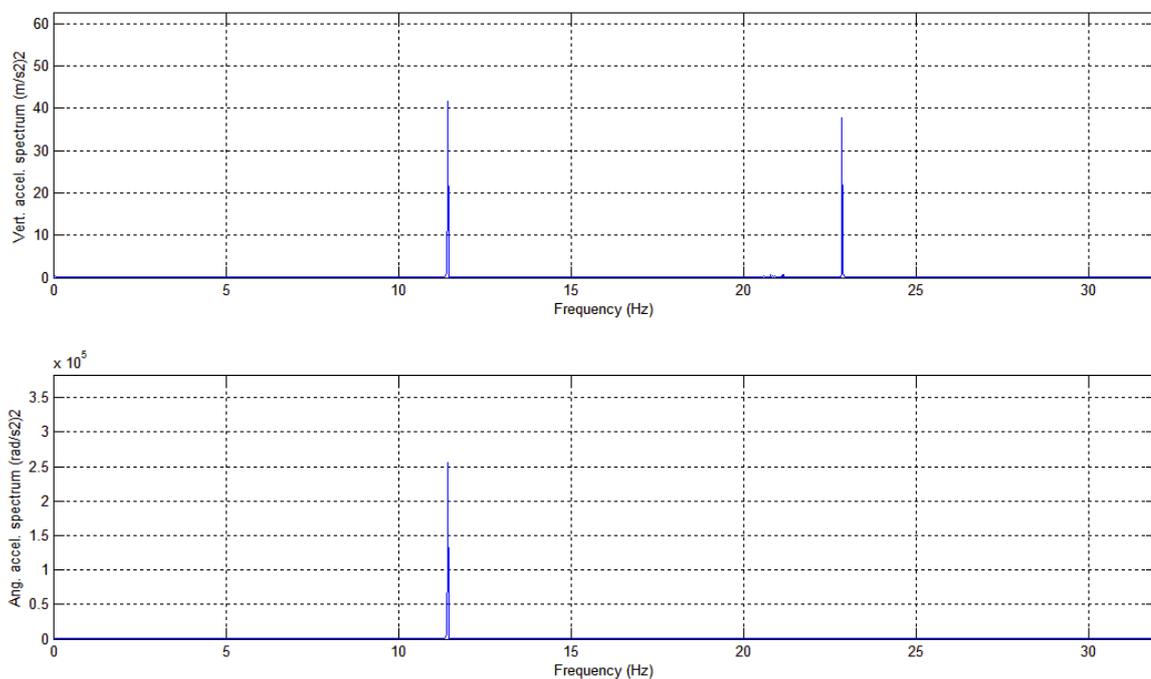


Fig. II.7 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 51,2m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).

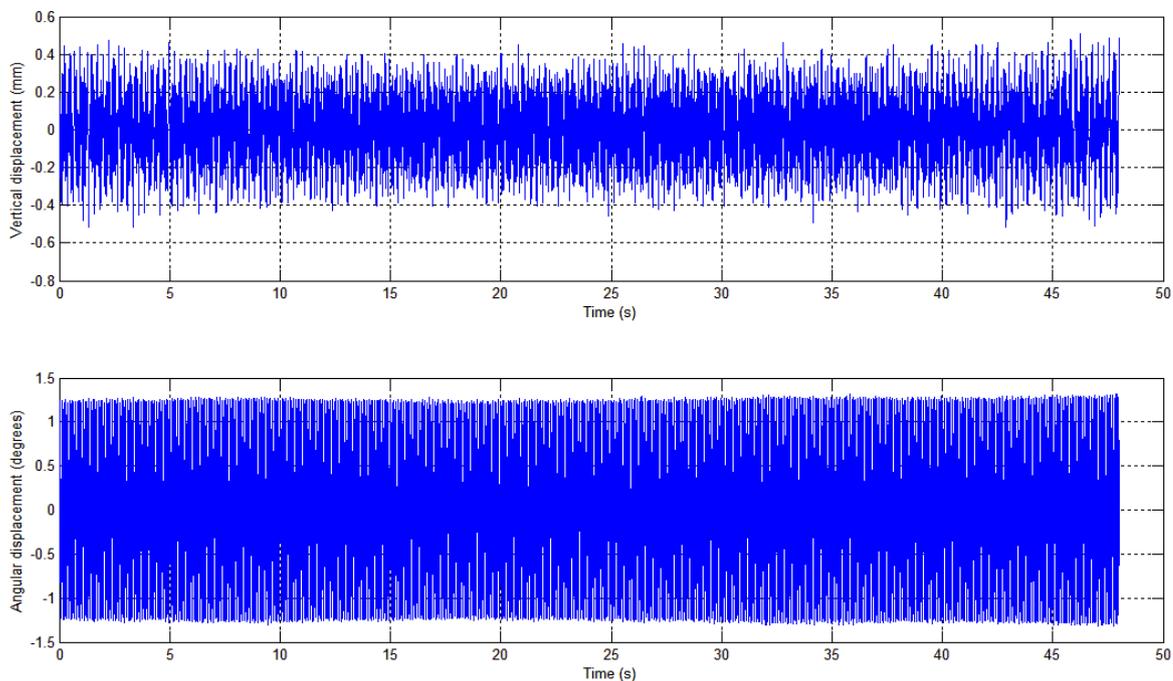


Fig. II.8 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 51,2m/s (grupo de registros: PO_00_S_00).

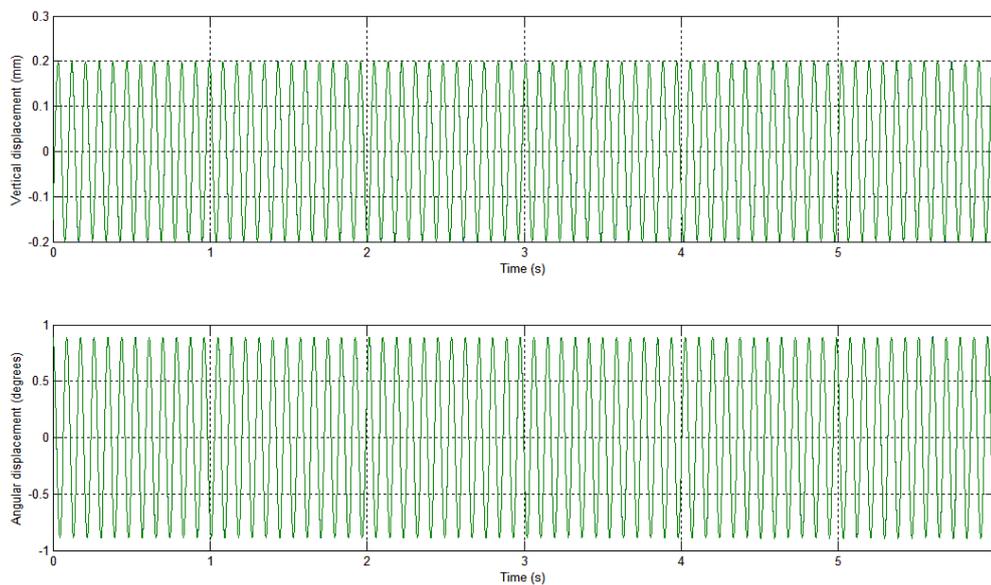


Fig. II.9 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 51,2m/s (grupo de registros: PO_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

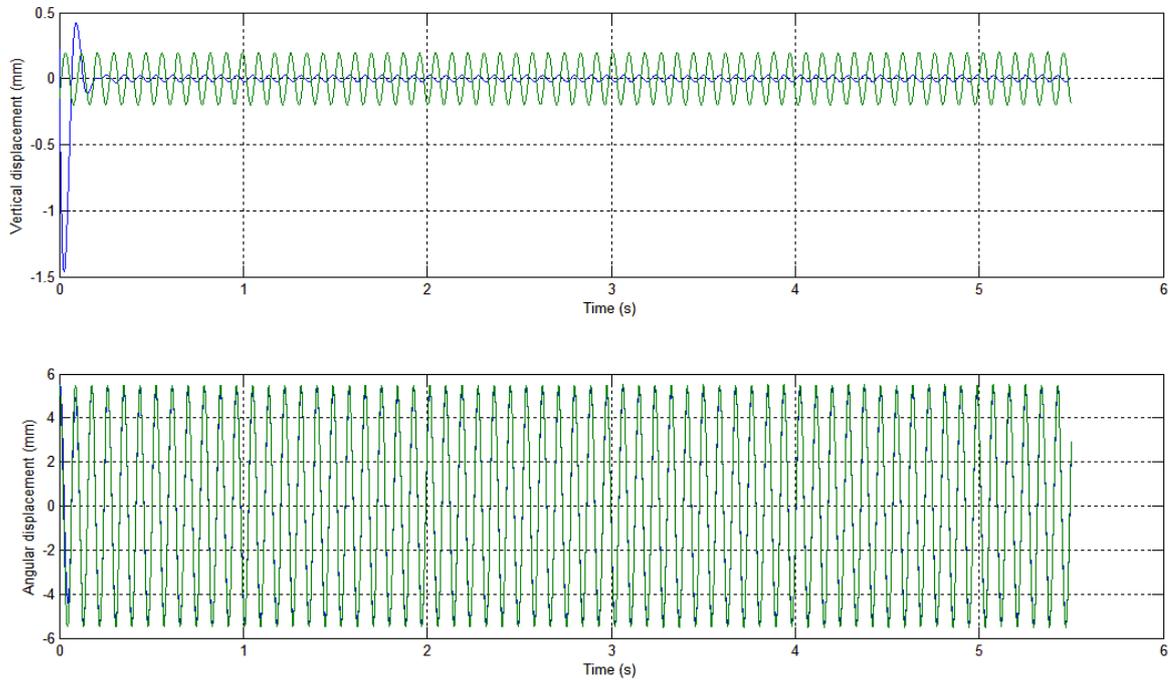


Fig. II.10 – Modelo *EQUAL* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 51,2m/s (grupo de registros: PO_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

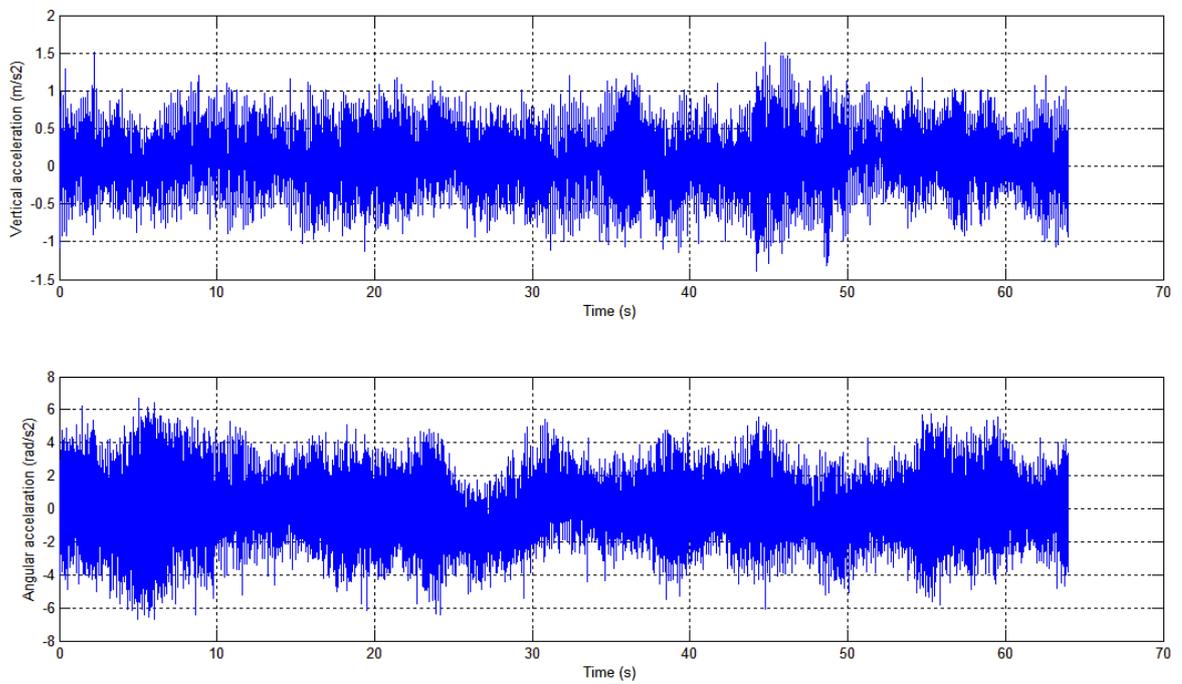


Fig. II.11 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 22,3m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).

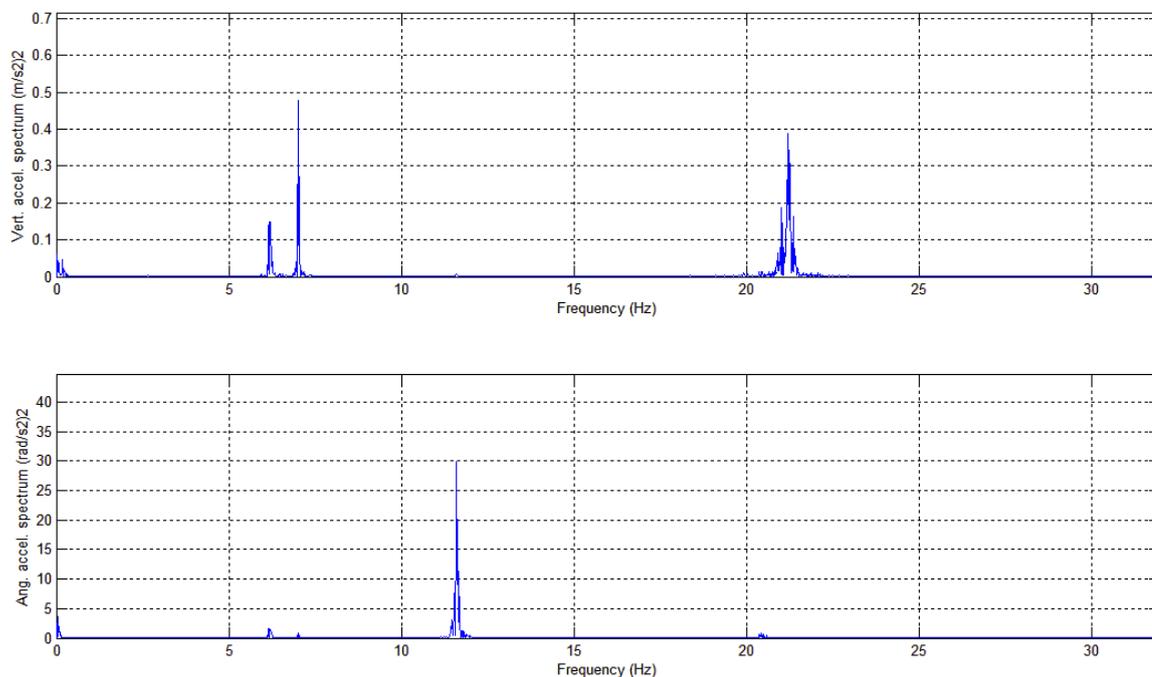


Fig. II.12 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 22,3m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).

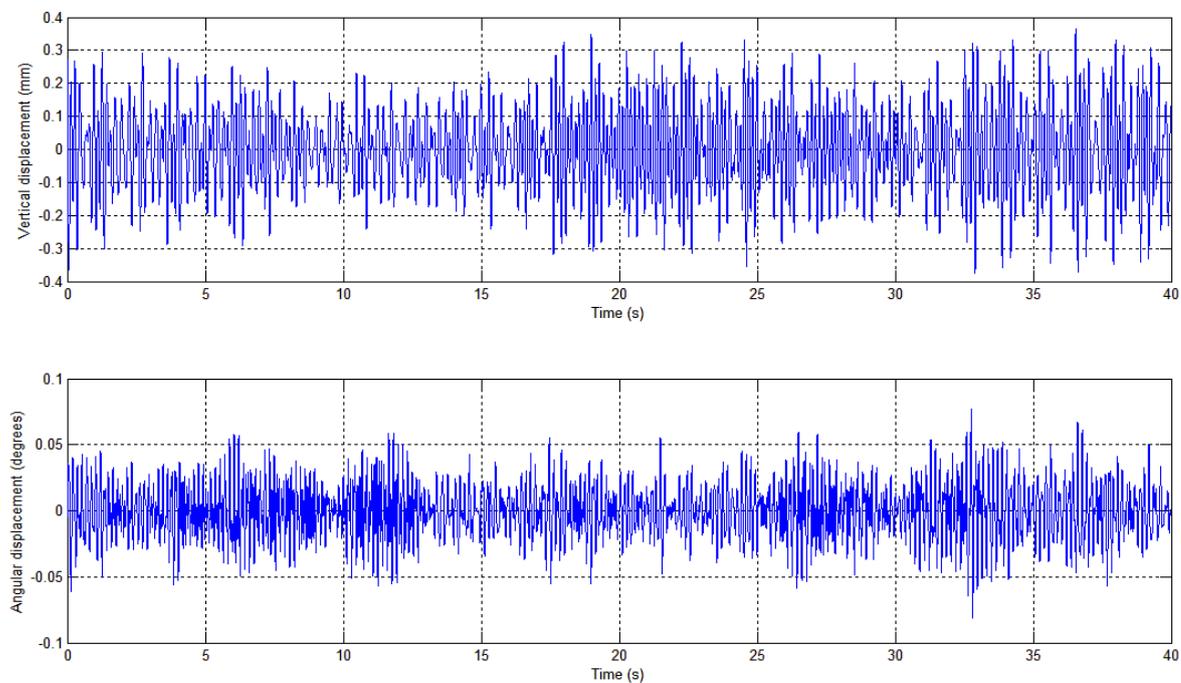


Fig. II.13 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 22,3m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).

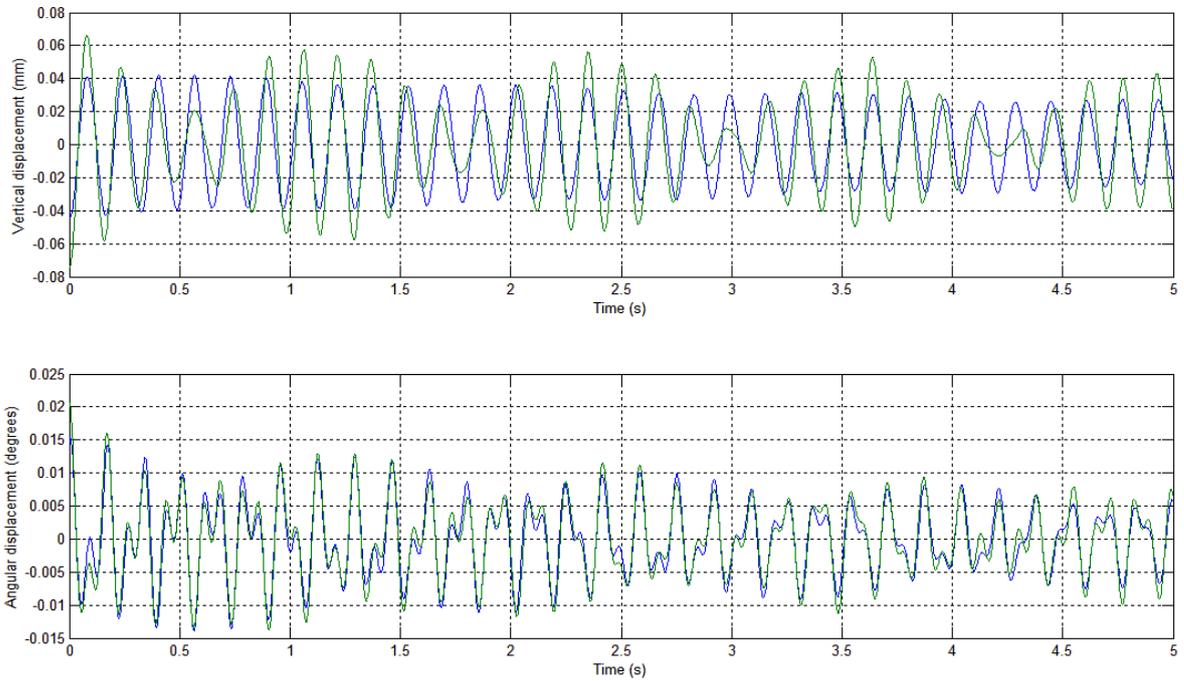


Fig. II.14 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 22,3m/s (grupo de registros: PO_00_T_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

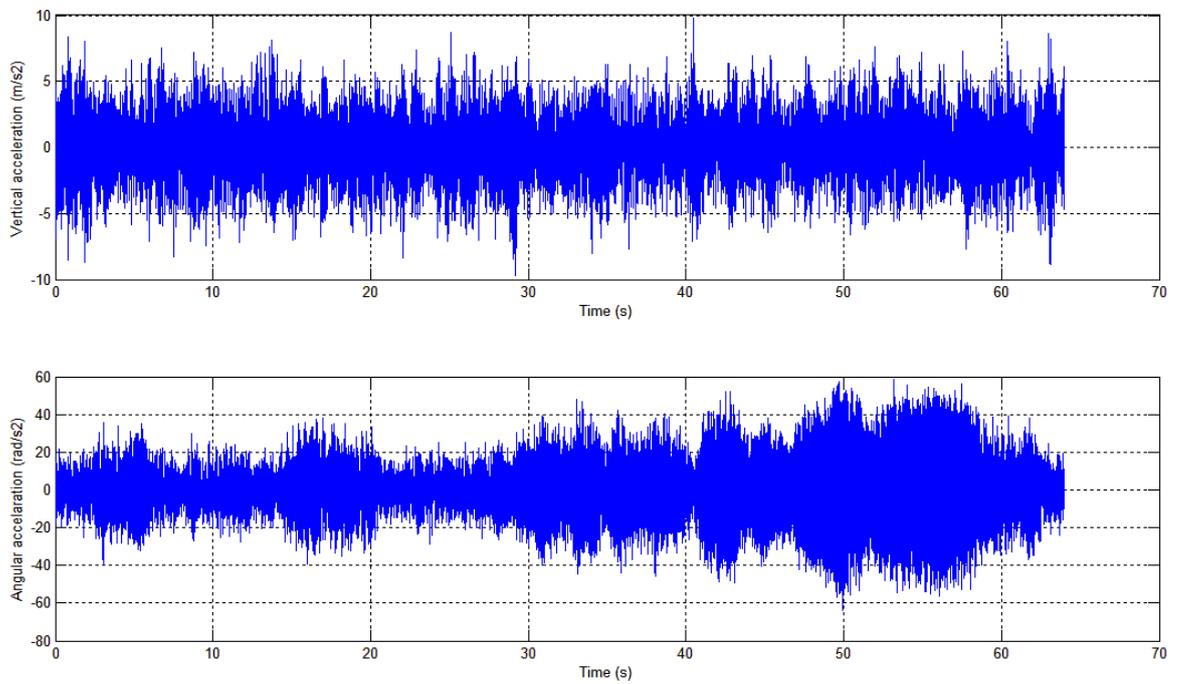


Fig. II.15 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 64,4m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).

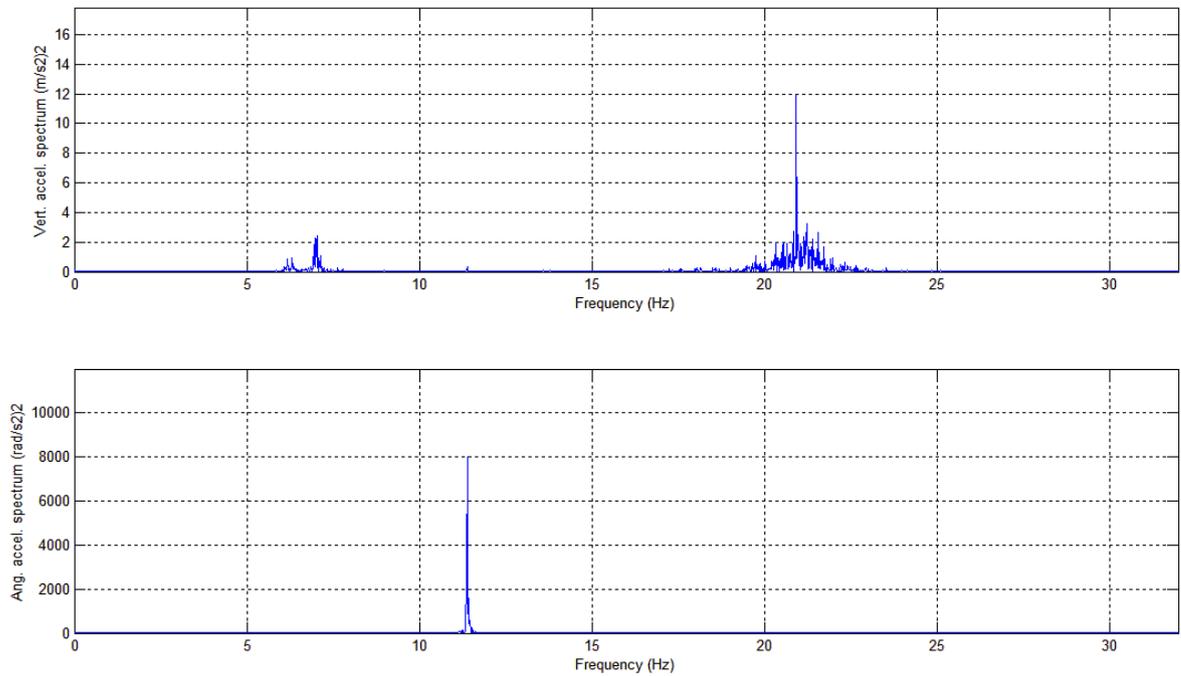


Fig. II.16 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 64,4m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).

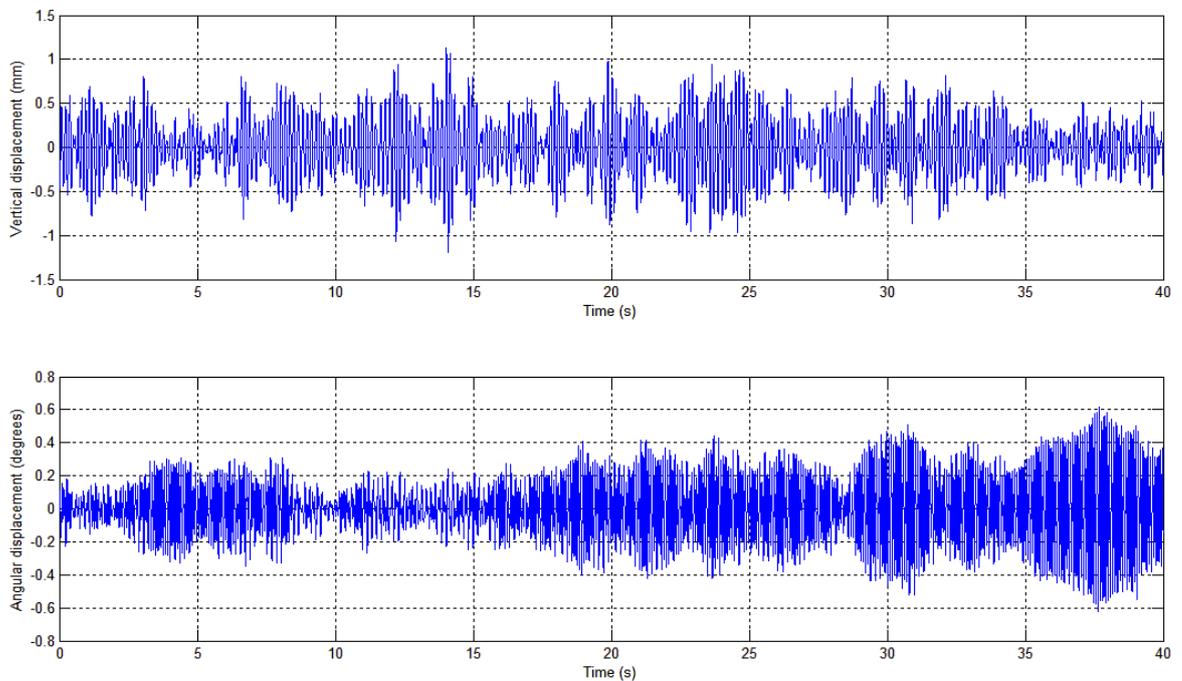


Fig. II.17 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 64,4m/s (grupo de registros: PO_00_T_00).

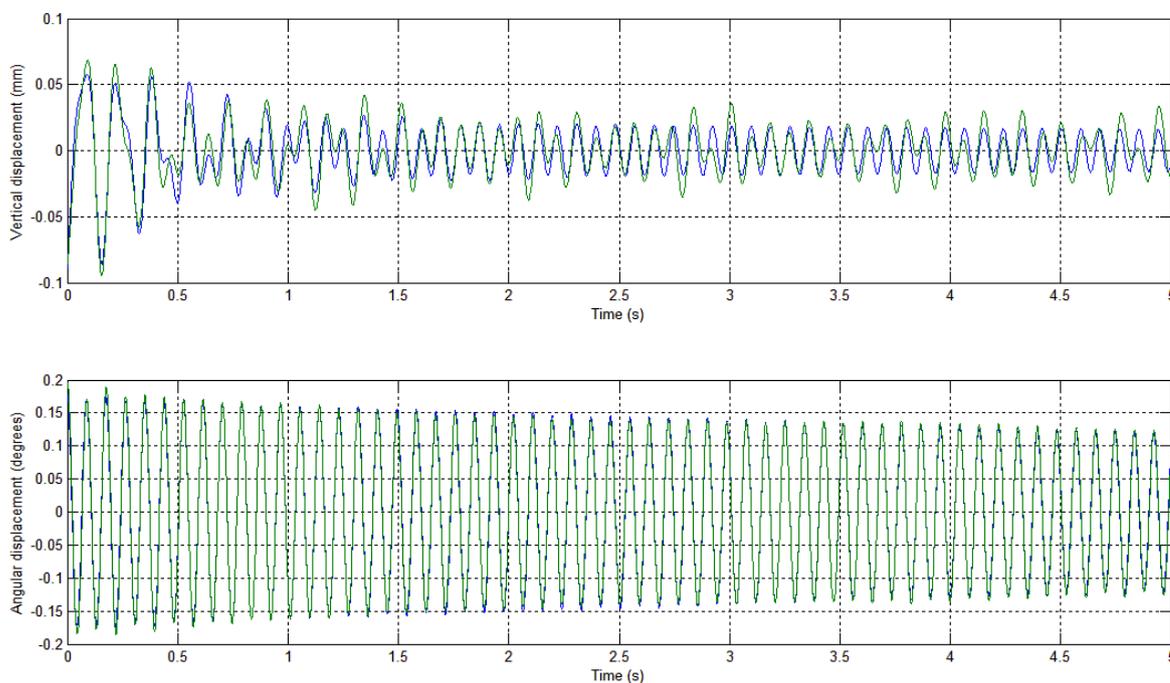


Fig. II.18 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 64,4m/s (grupo de registros: PO_00_T_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

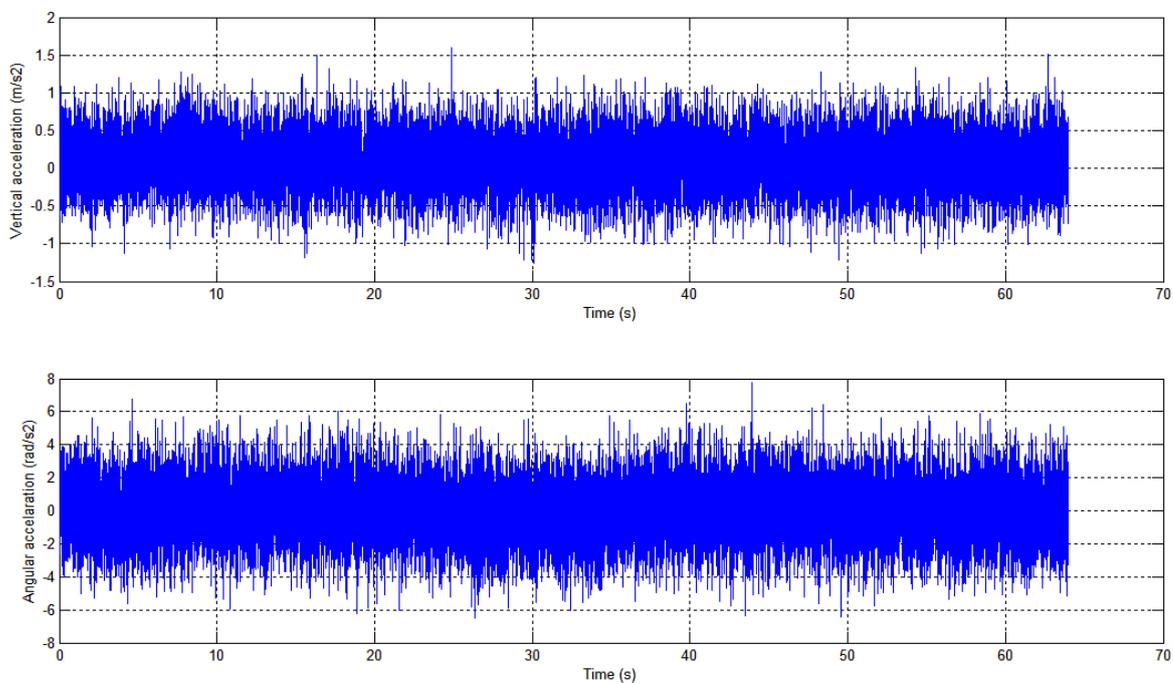


Fig. II.19 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 34,9m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).

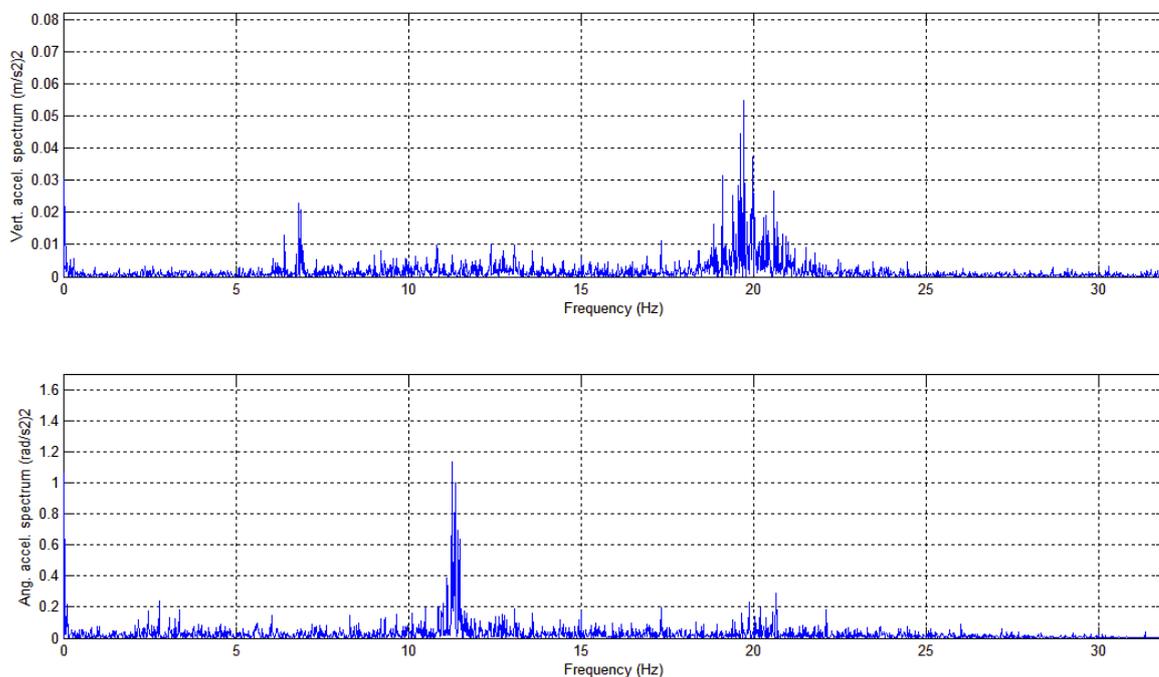


Fig. II.20 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 34,9m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).

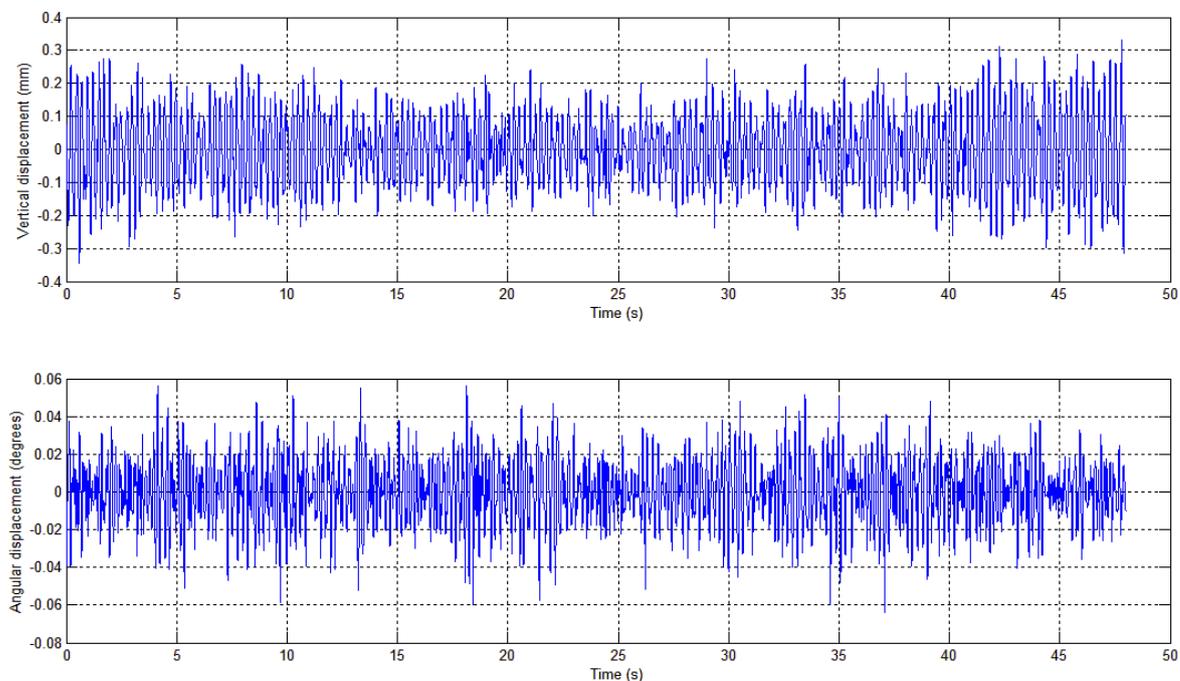


Fig. II.21 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 34,9m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).

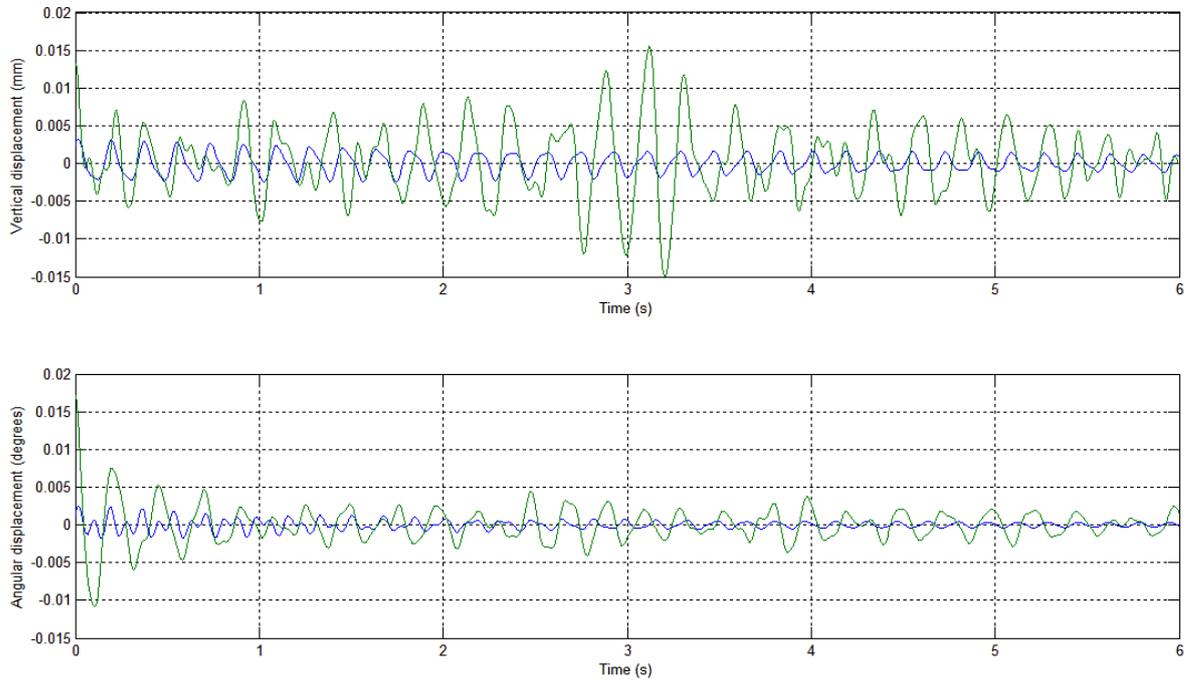


Fig. II.22 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 34,9m/s (grupo de registros: PO_26_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

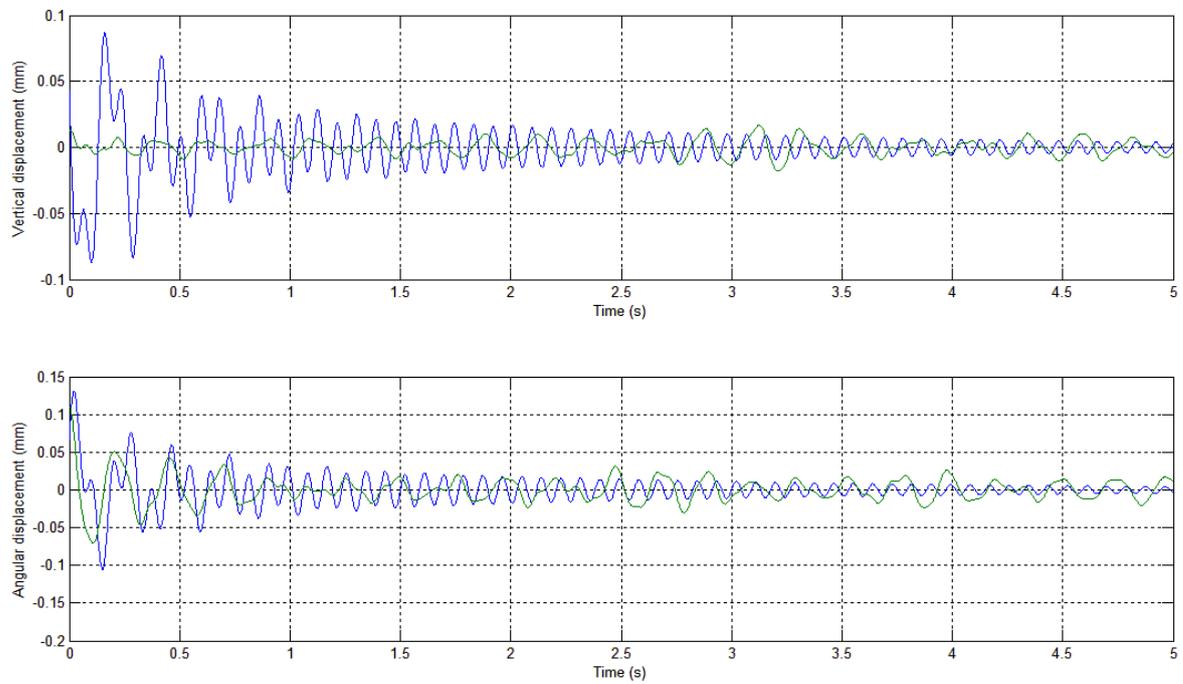


Fig. II.23 – Modelo *EQUAL* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 34,9m/s (grupo de registros: PO_26_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

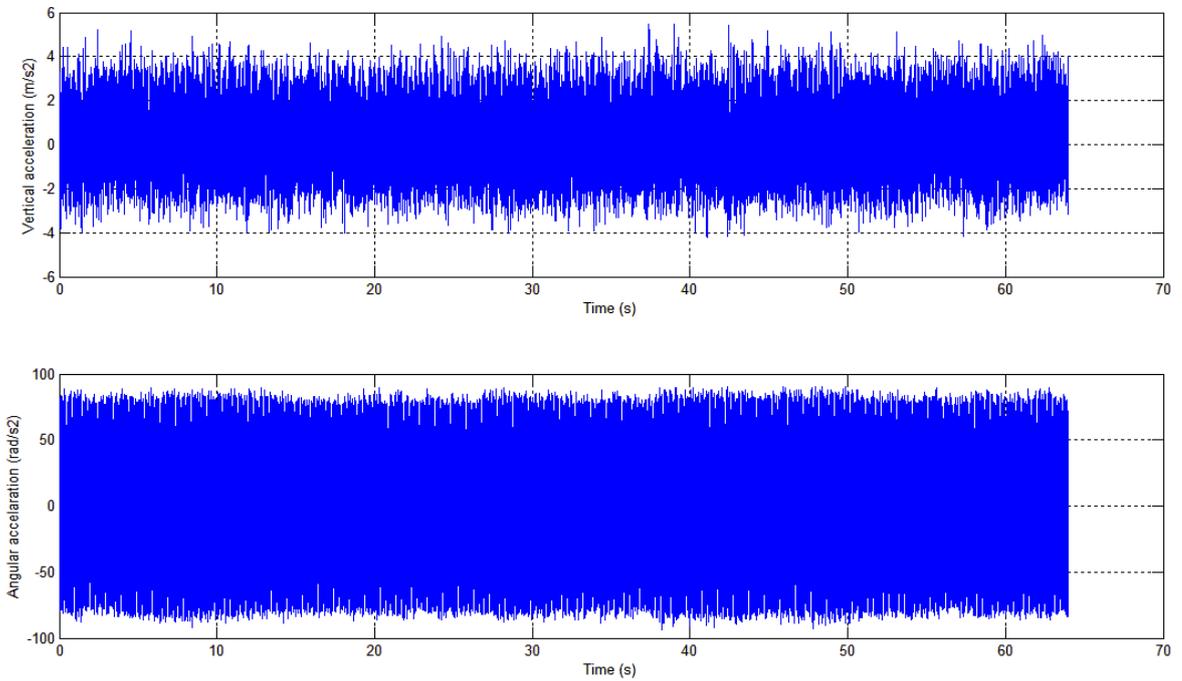


Fig. II.24 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 81,7m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).

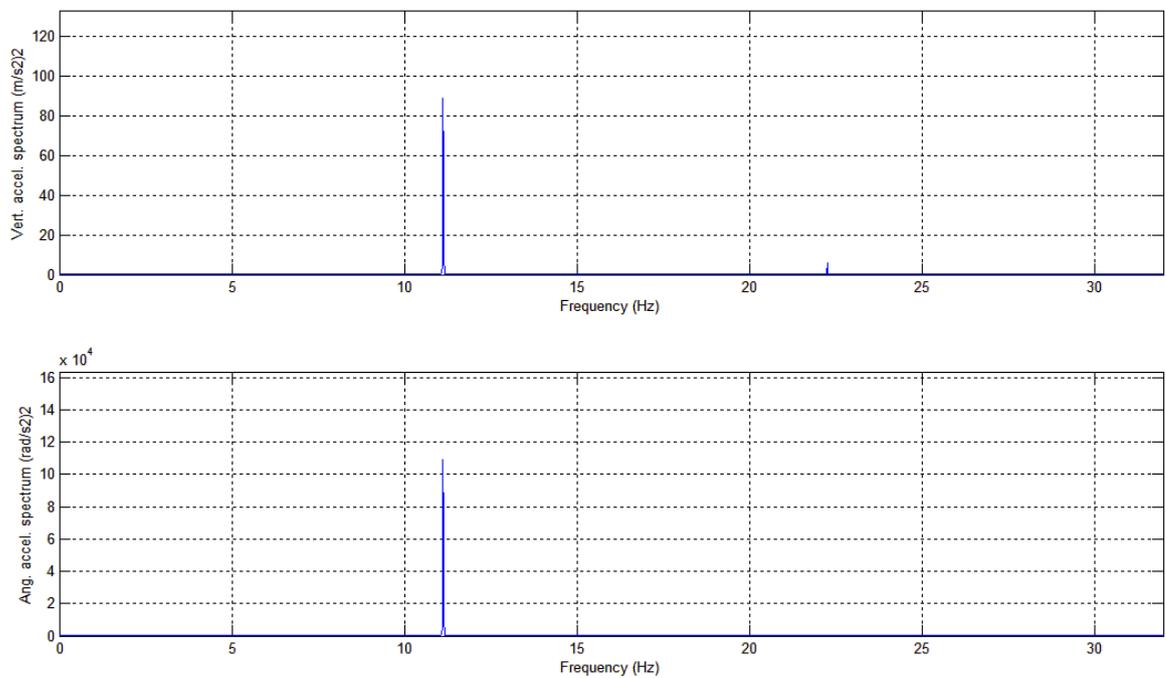


Fig. II.25 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 81,7m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).

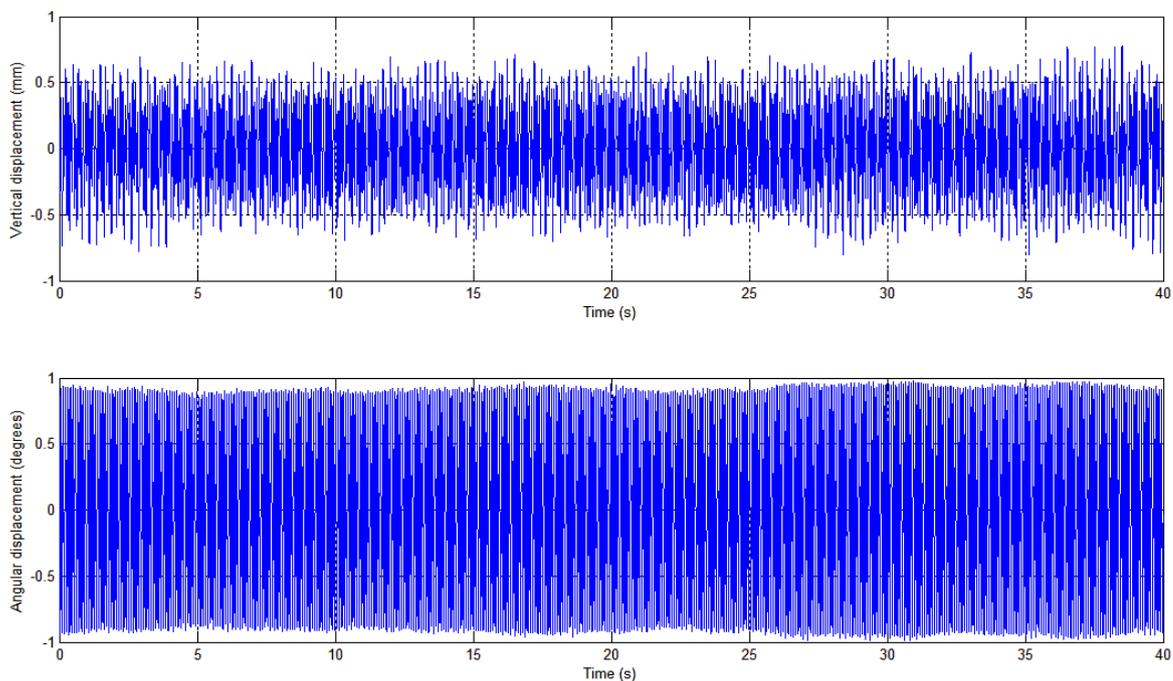


Fig. II.26 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 81,7m/s (grupo de registros: PO_26_S_00).

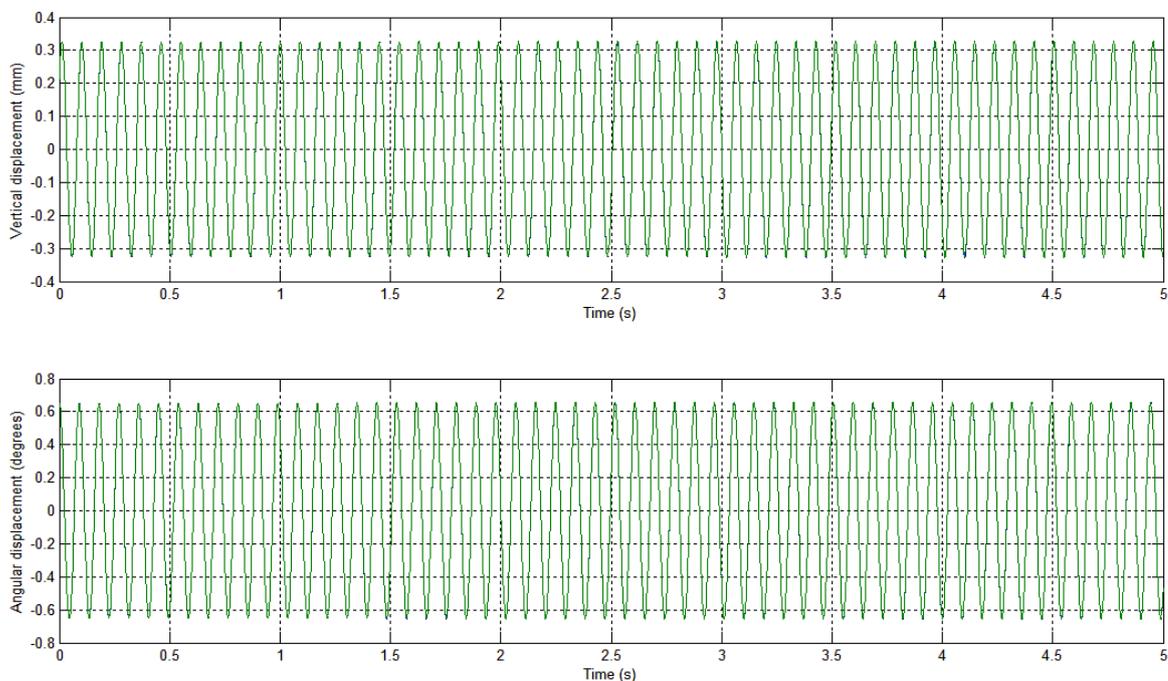


Fig. II.27 – Modelo COUPLE - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 81,7m/s (grupo de registros: PO_26_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

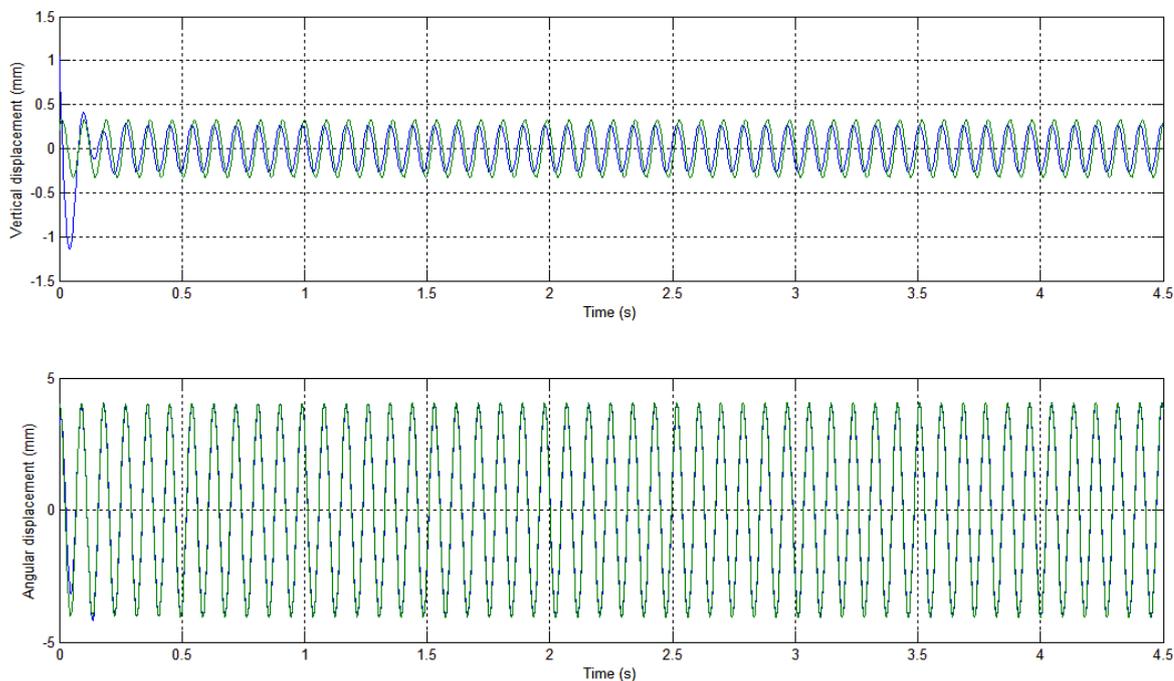


Fig. II.28 – Modelo *EQUAL* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 81,7m/s (grupo de registros: PO_26_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

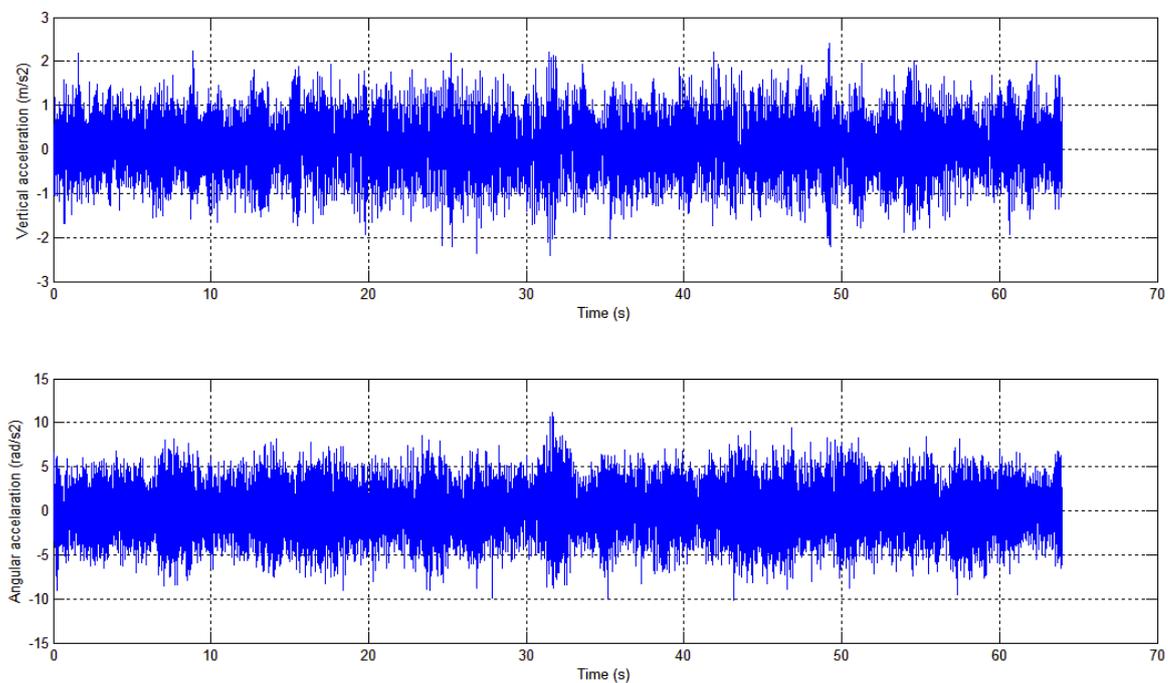


Fig. II.29 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 31,5m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).

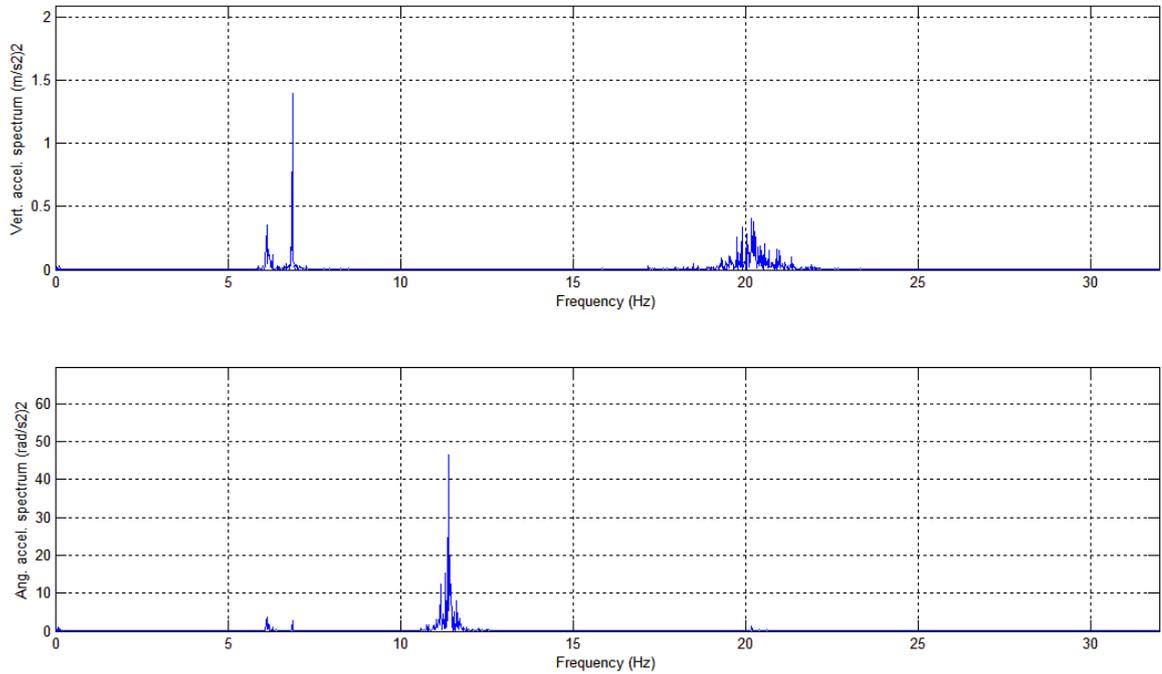


Fig. II.30 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 31,5m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).

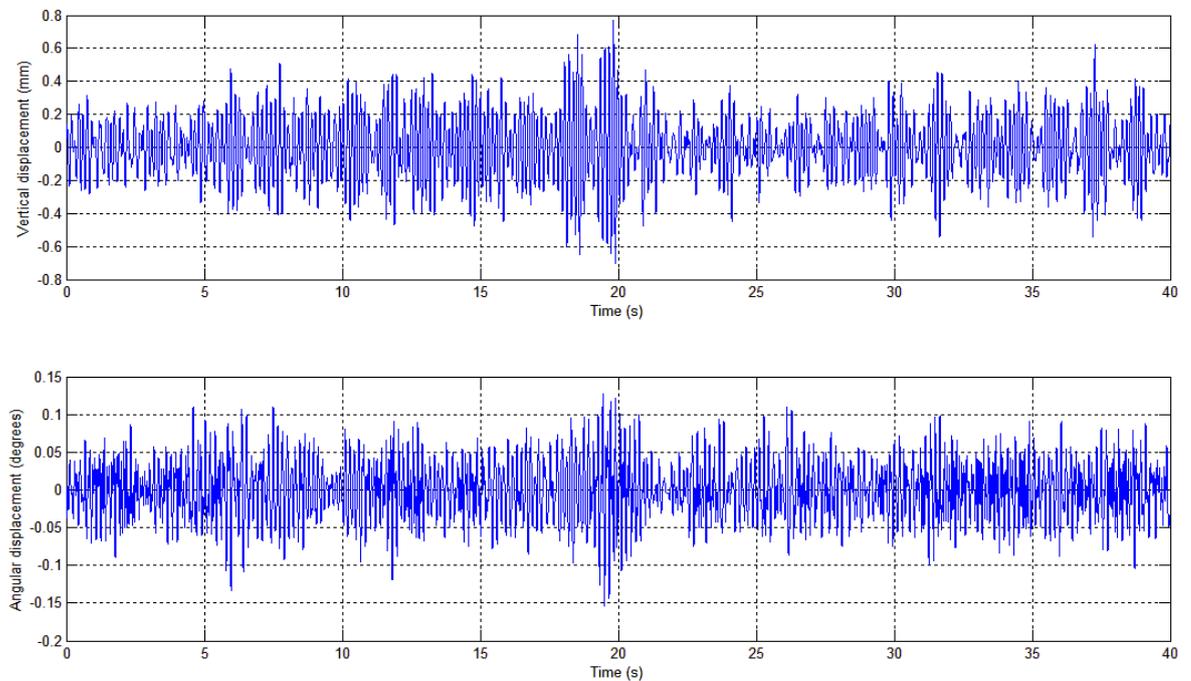


Fig. II.31 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 31,5m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).

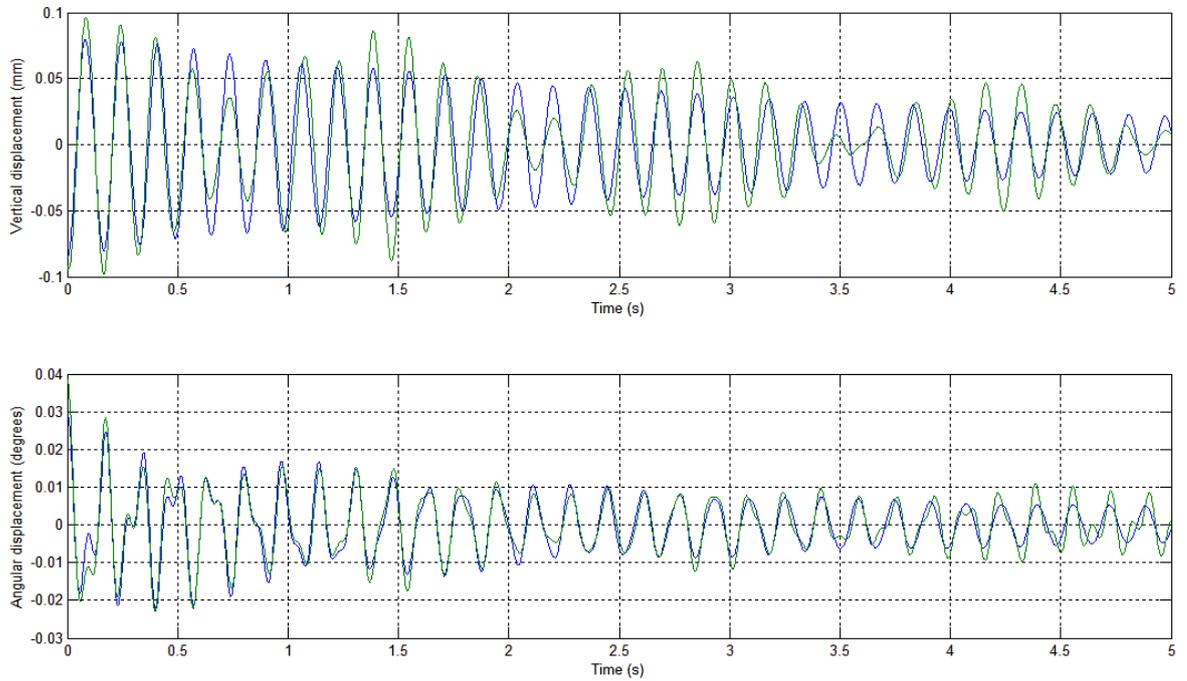


Fig. II.32 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 31,5m/s (grupo de registros: PO_26_T_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

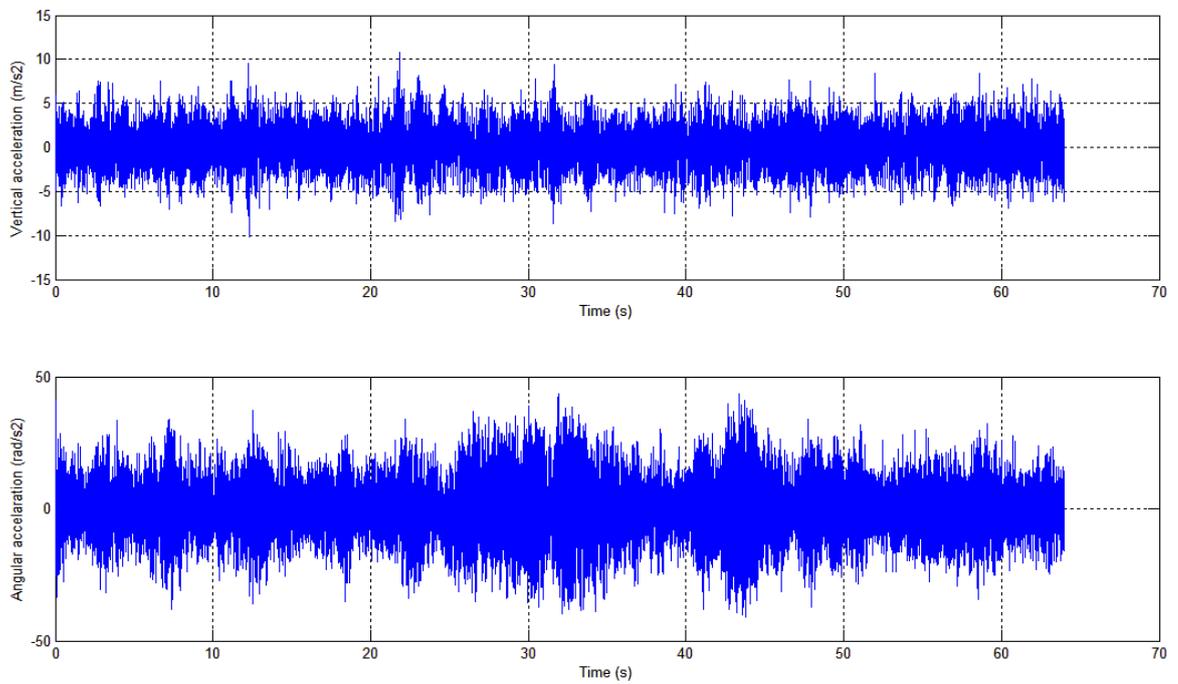


Fig. II.33 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 73,6m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).

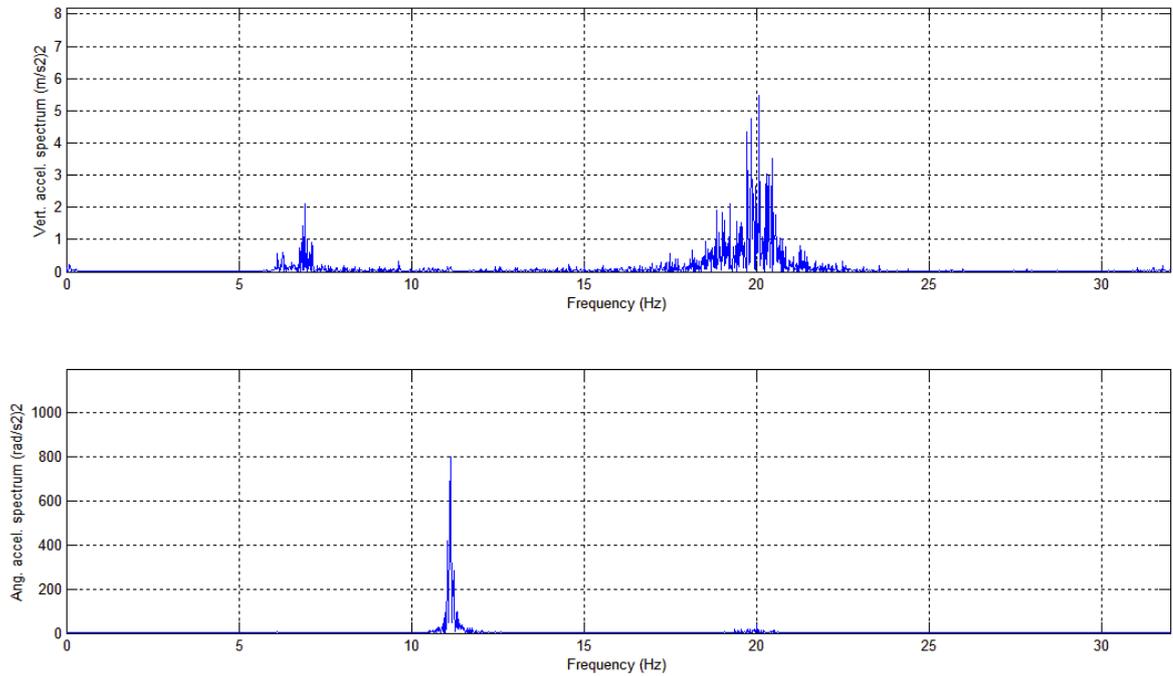


Fig. II.34 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 73,6m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).

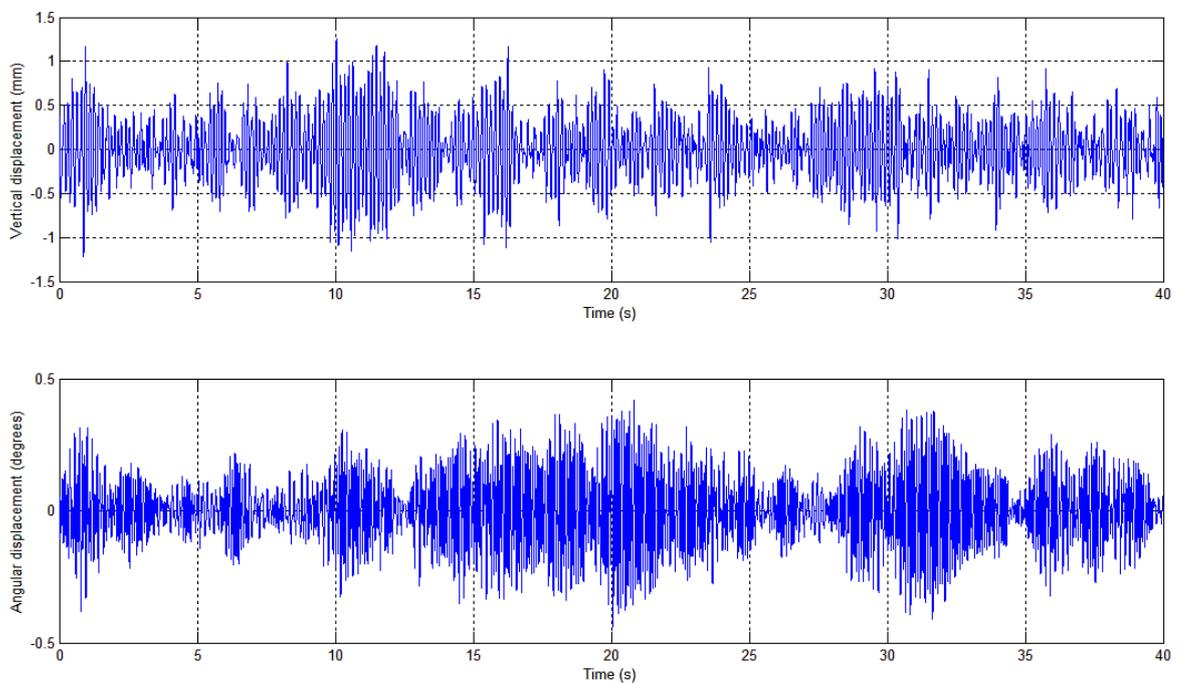


Fig. II.35 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 73,6m/s (grupo de registros: PO_26_T_00).

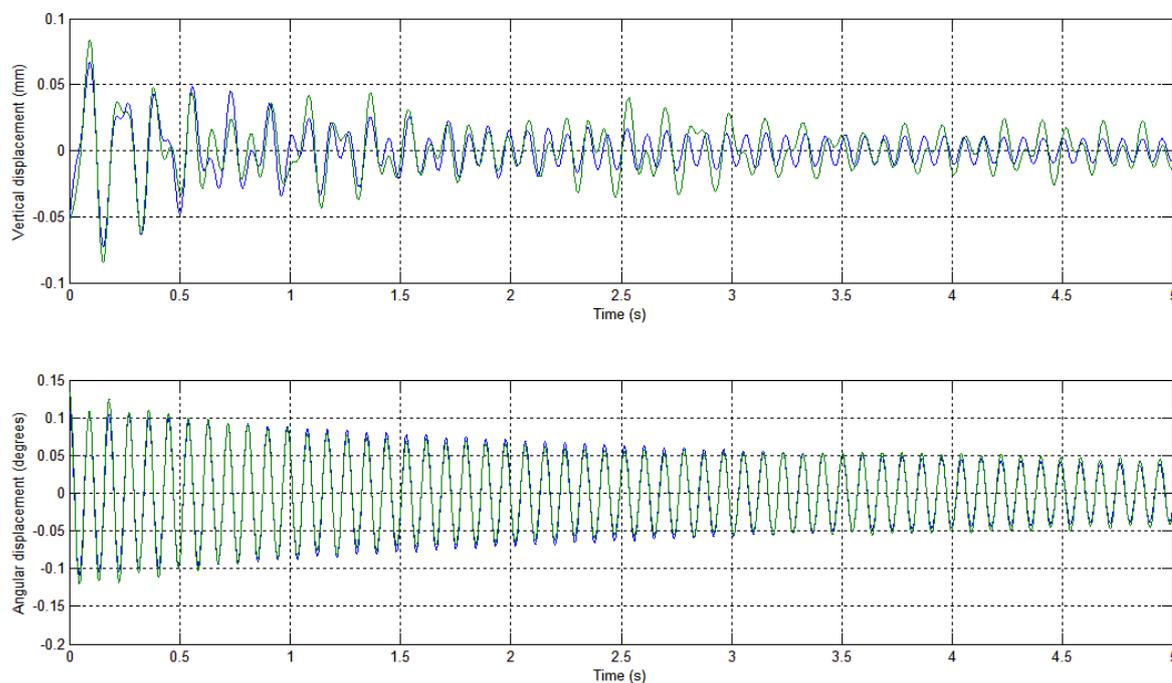


Fig. II.36 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 73,6m/s (grupo de registros: PO_26_T_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

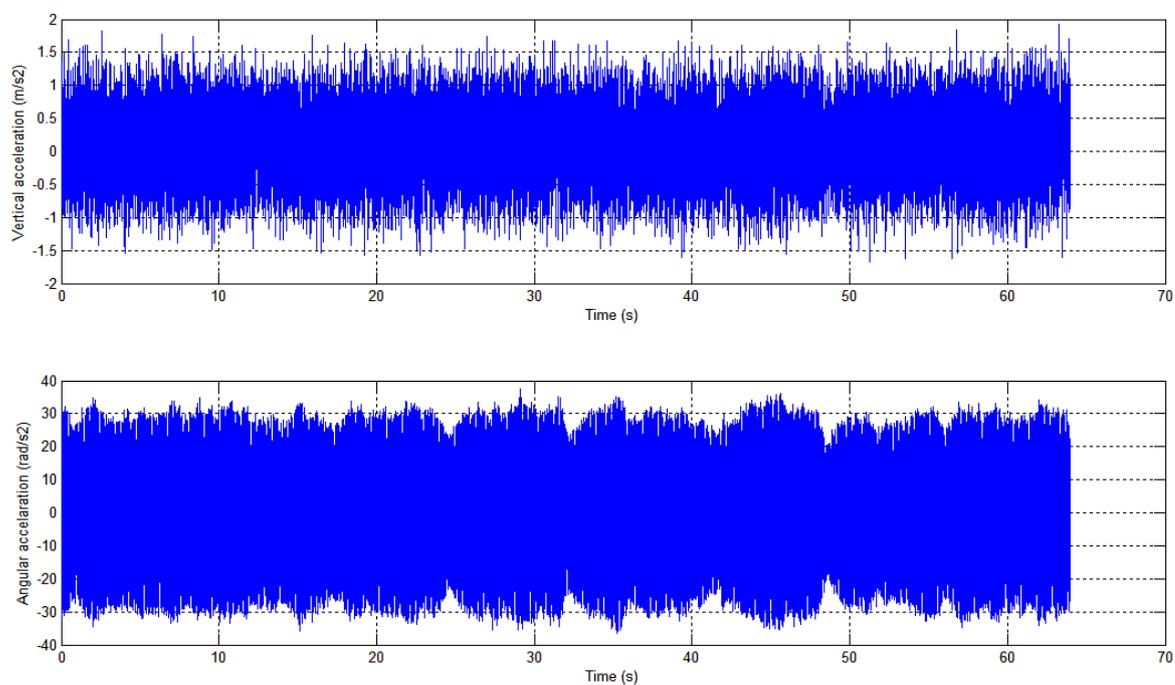


Fig. II.37 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 25,2m/s (grupo de registros: PT_00_S_00).

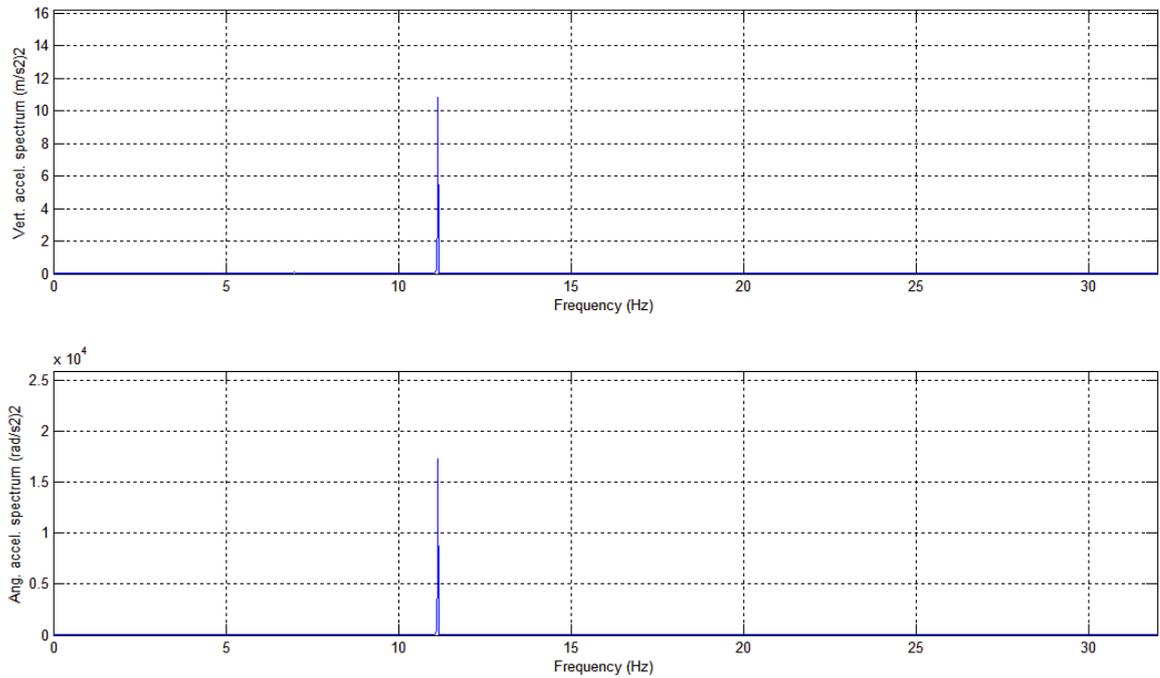


Fig. II.38 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 25,2m/s (grupo de registros: PT_00_S_00).

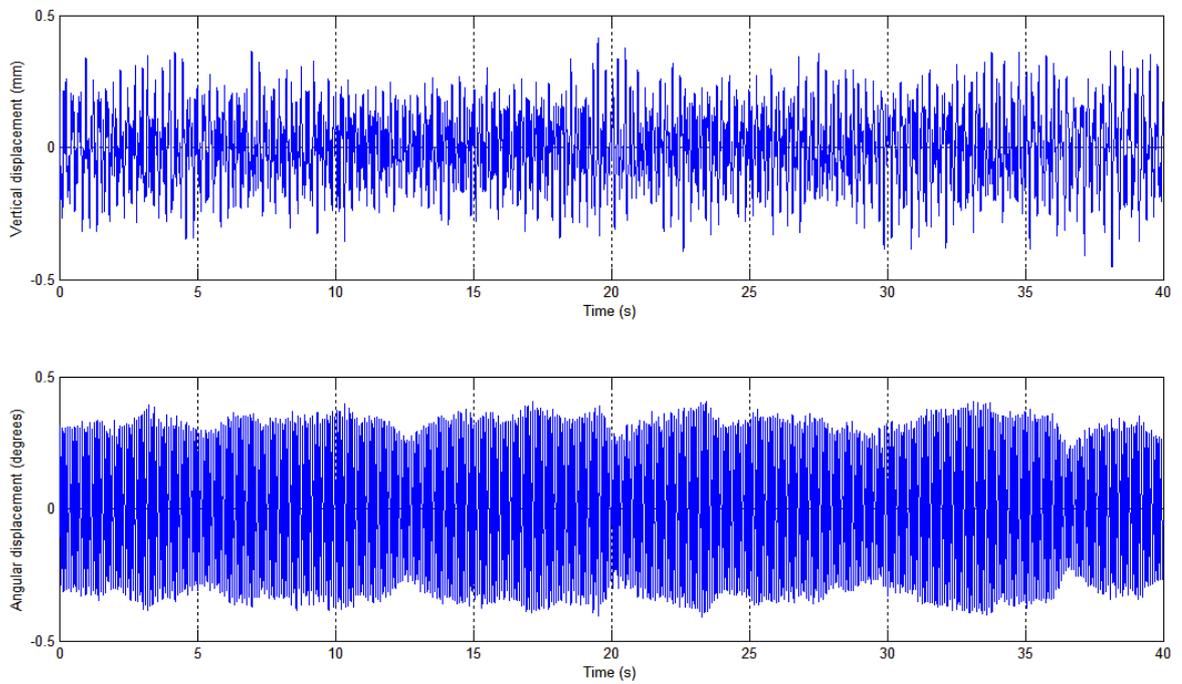


Fig. II.39 – Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 25,2m/s (grupo de registros: PT_00_S_00).

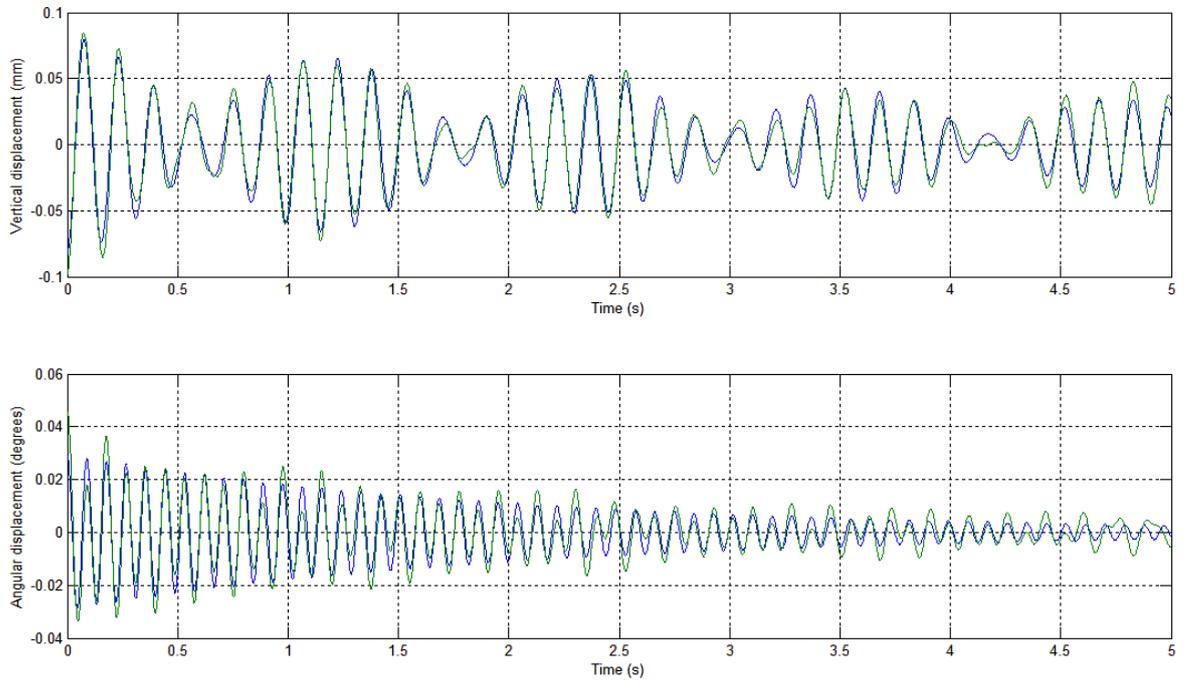


Fig. II.40 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 25,2m/s (grupo de registros: PT_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

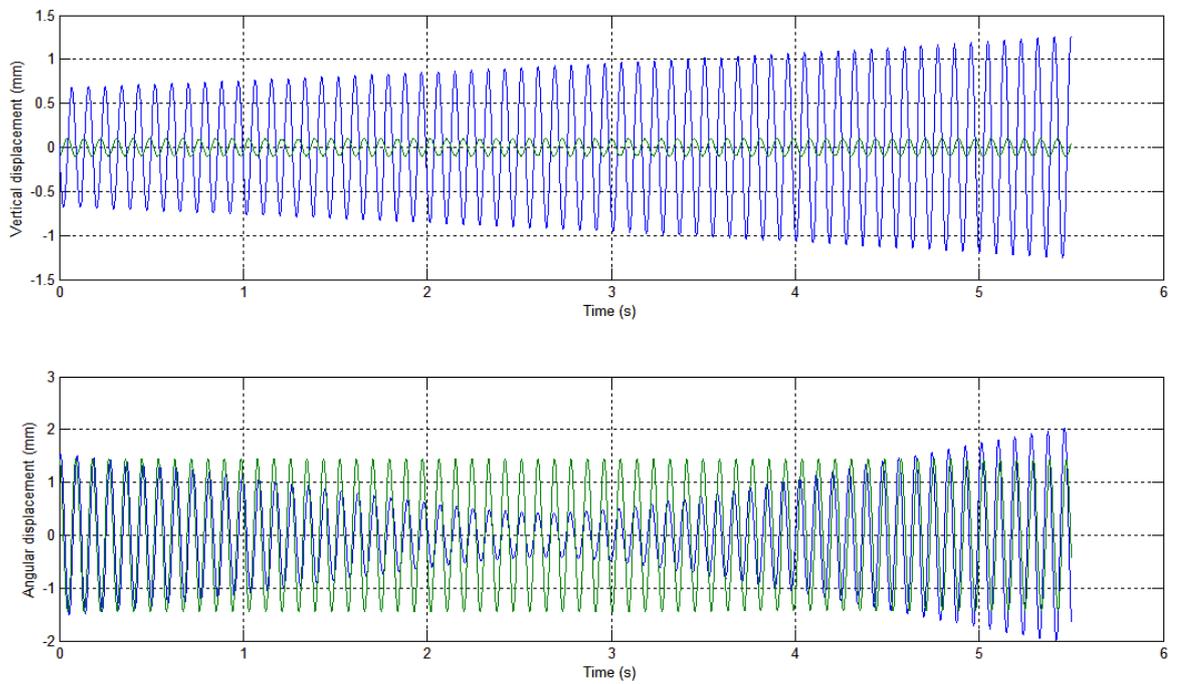


Fig. II.41 – Modelo *EQUAL* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 25,2m/s (grupo de registros: PT_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

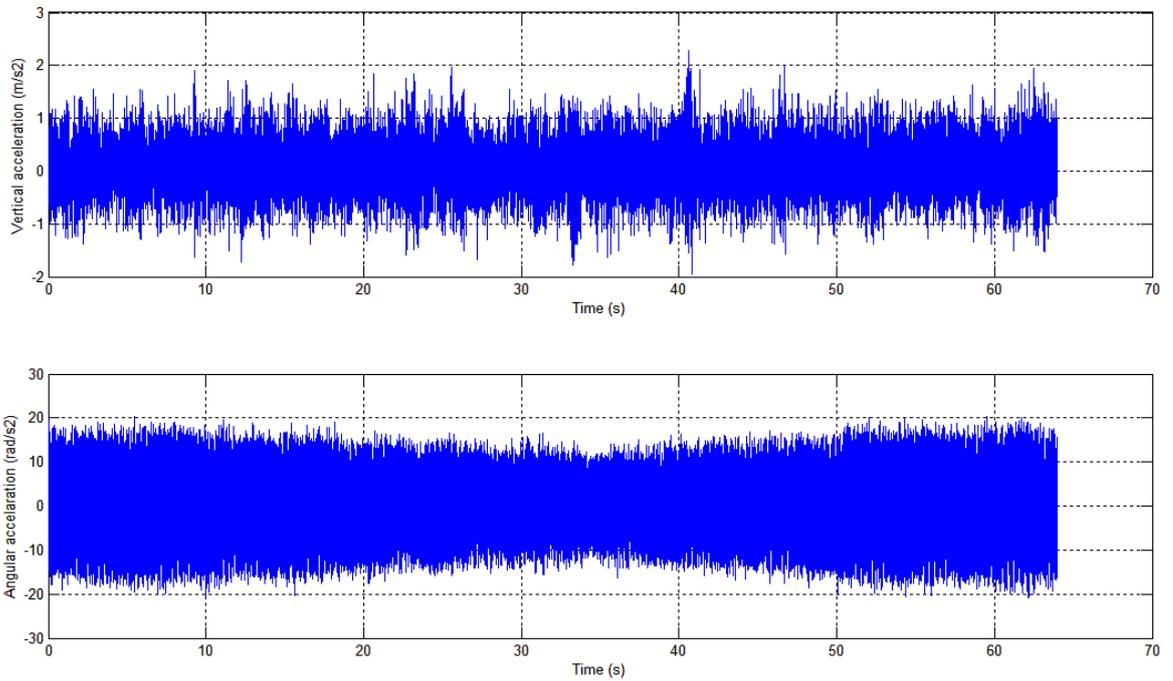


Fig. II.42 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 47,3m/s (grupo de registros: PON_00_S_00).

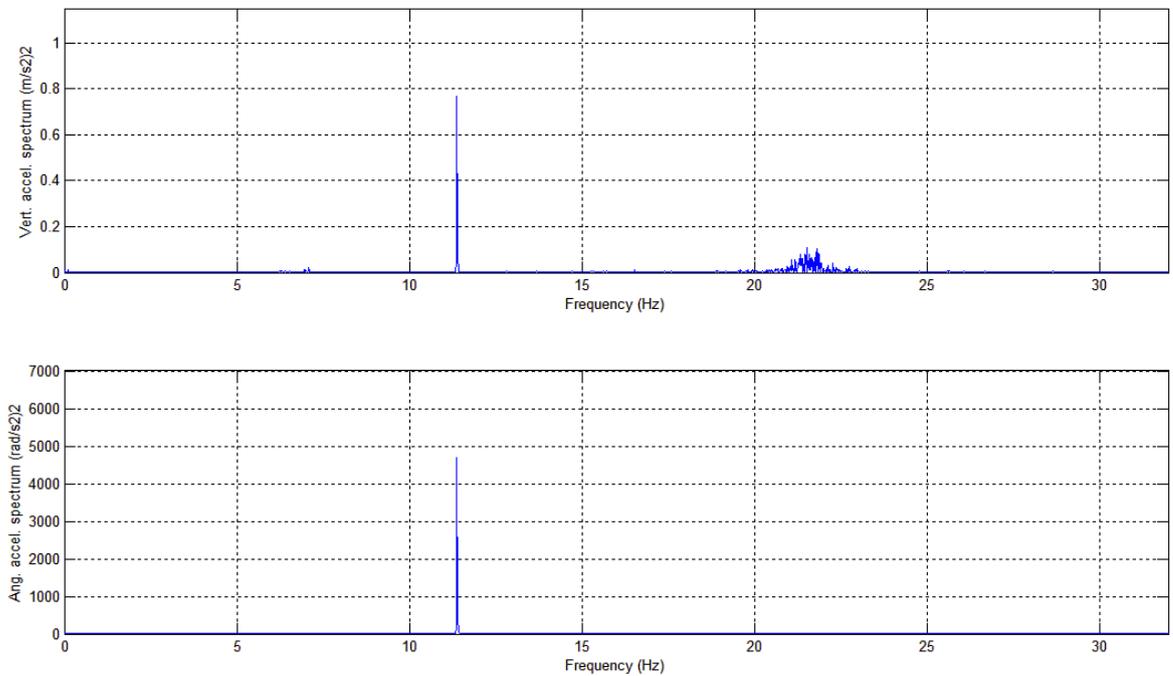


Fig. II.43 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 47,3m/s (grupo de registros: PON_00_S_00).

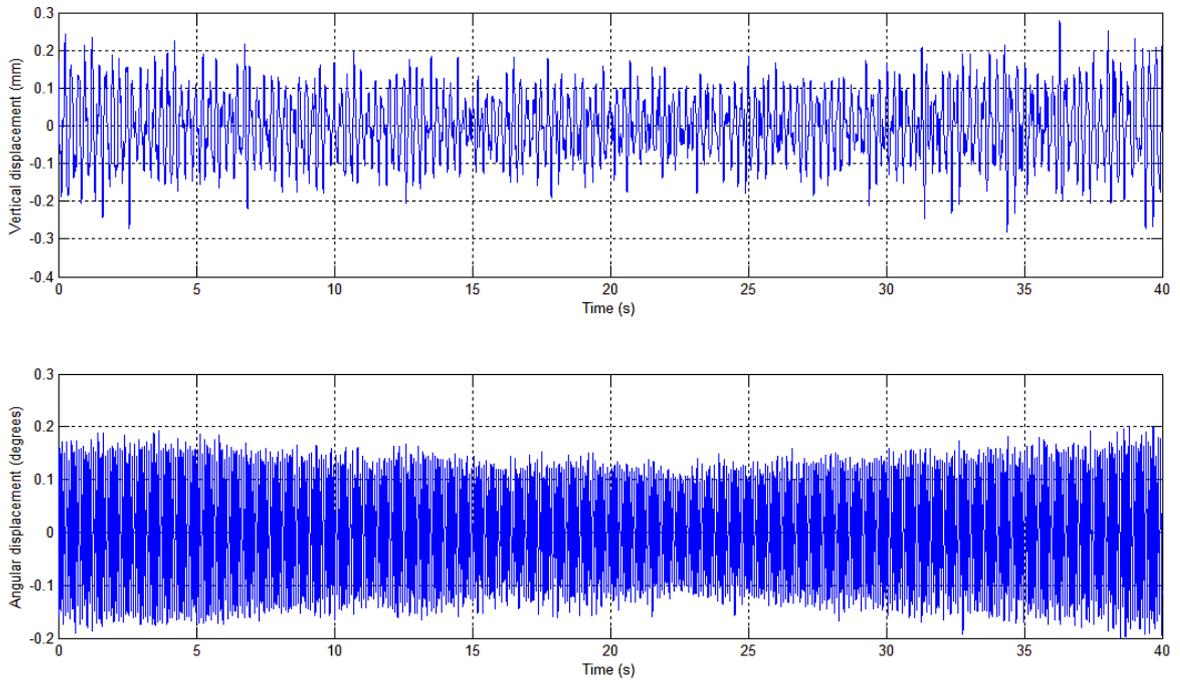


Fig. II.44– Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 47,3m/s (grupo de registros: PON_00_S_00).

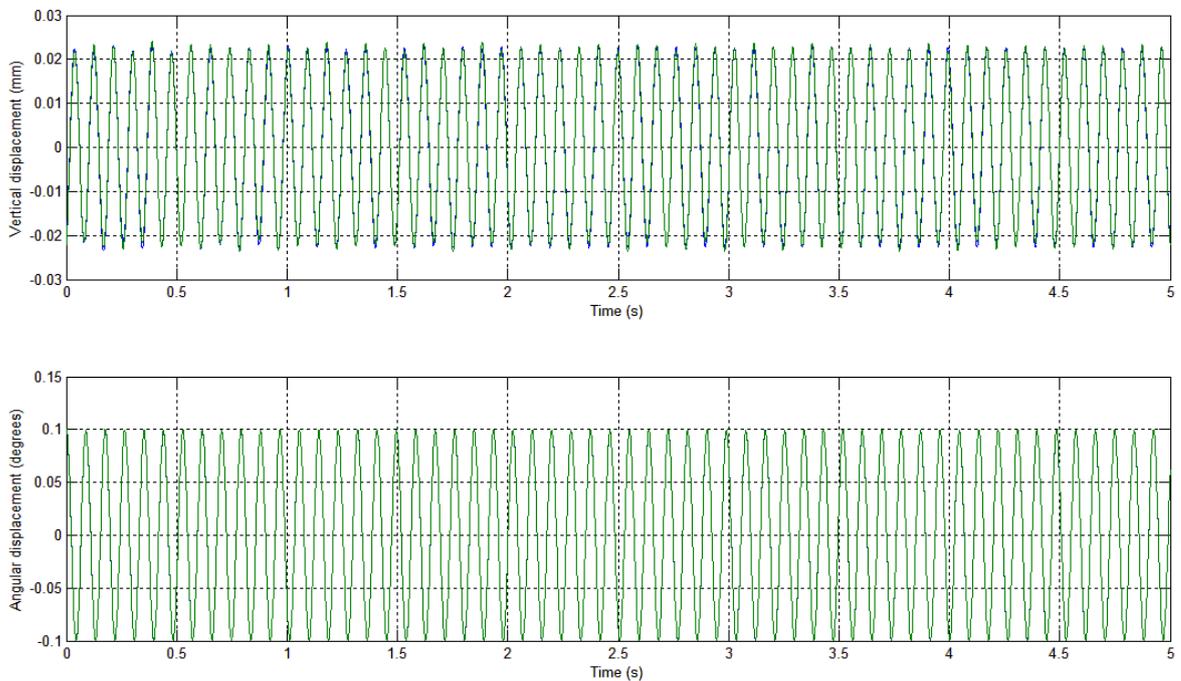


Fig. II.45 – Modelo COUPLE - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 47,3m/s (grupo de registros: PON_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

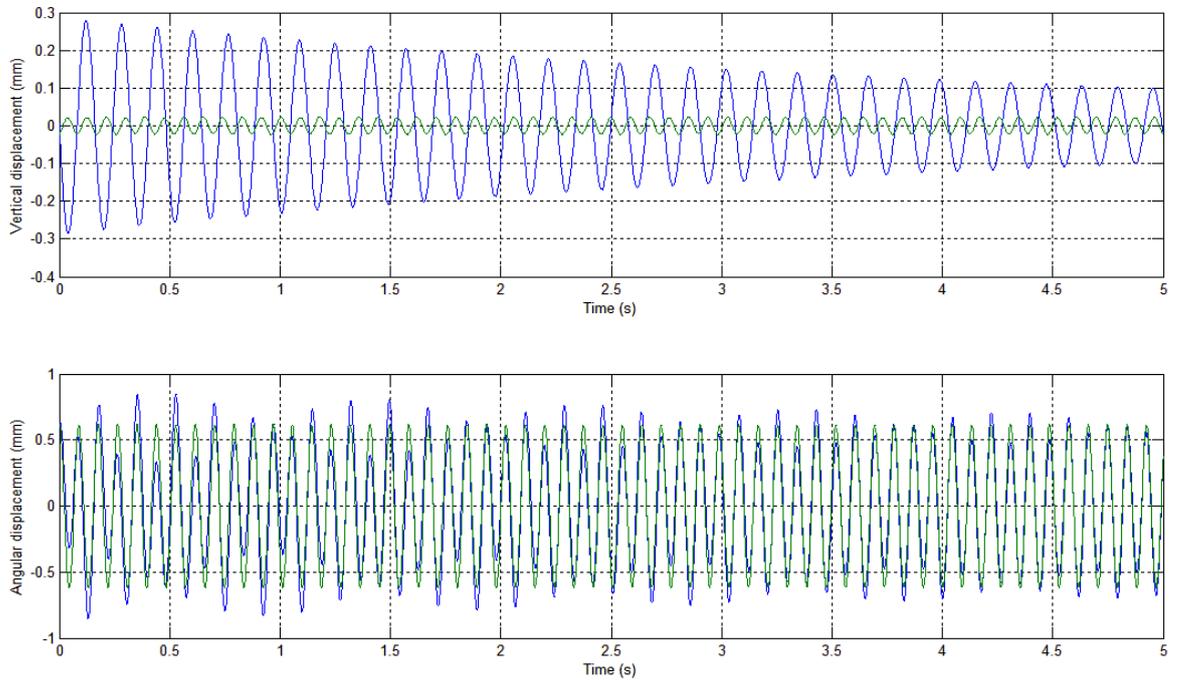


Fig. II.46 – Modelo *EQUAL* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 47,3m/s (grupo de registros: PON_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

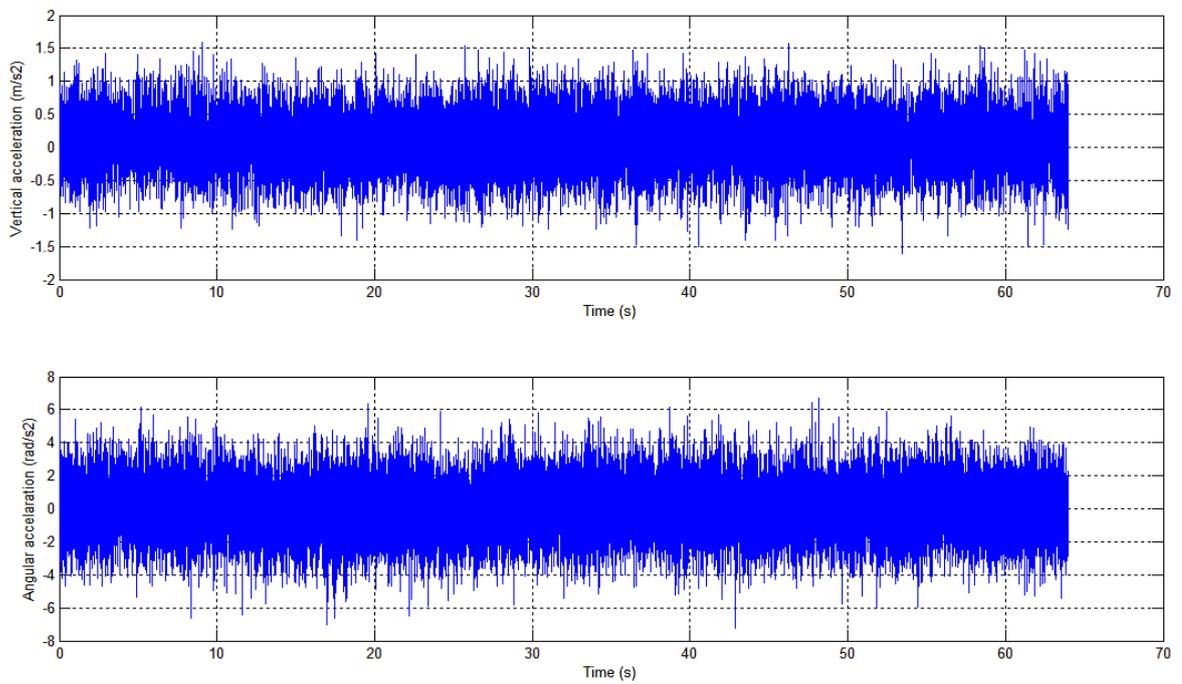


Fig. II.47 – Acelerações vertical e angular para a velocidade de 57,7m/s (grupo de registros: PONP_00_S_00).

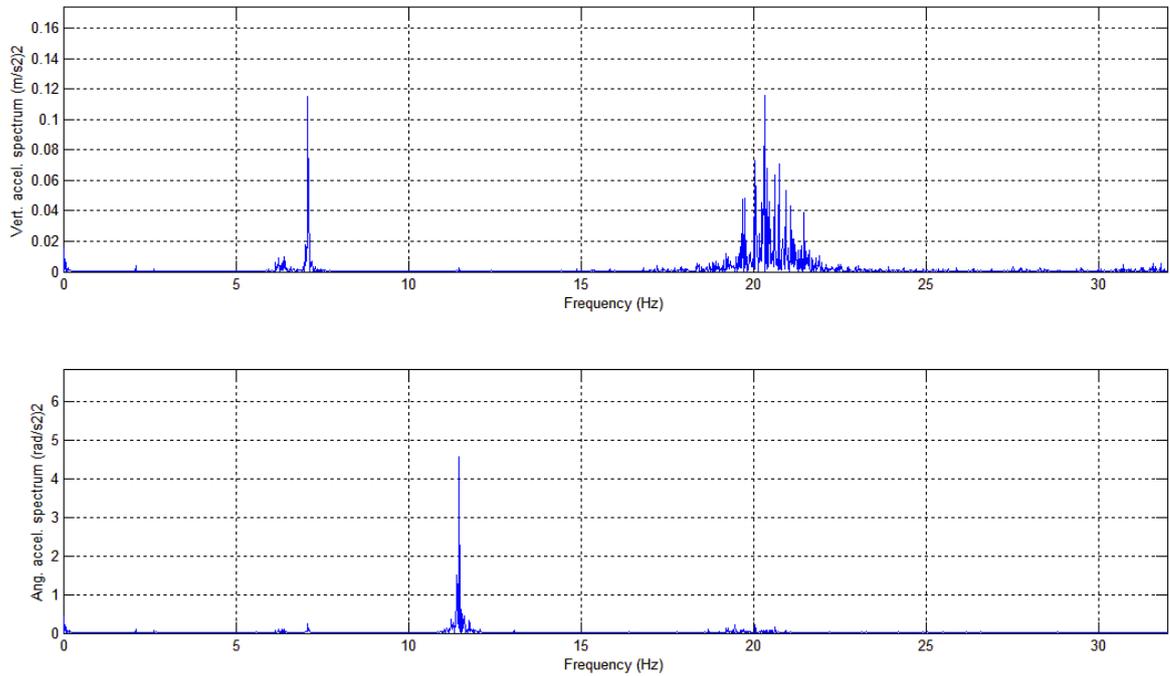


Fig. II.48 – Espectros de potência das acelerações vertical e angular para a velocidade de 57,7m/s (grupo de registros: PONP_00_S_00).

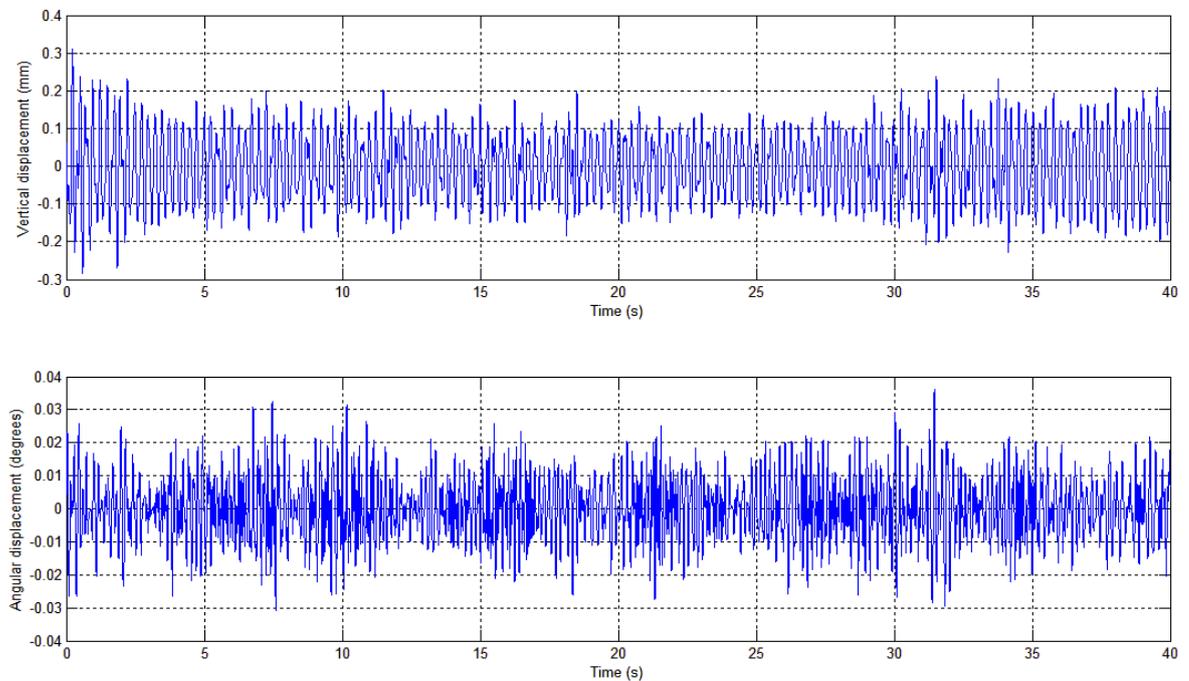


Fig. II.49– Deslocamentos vertical e angular para a velocidade de 57,7m/s (grupo de registros: PONP_00_S_00).

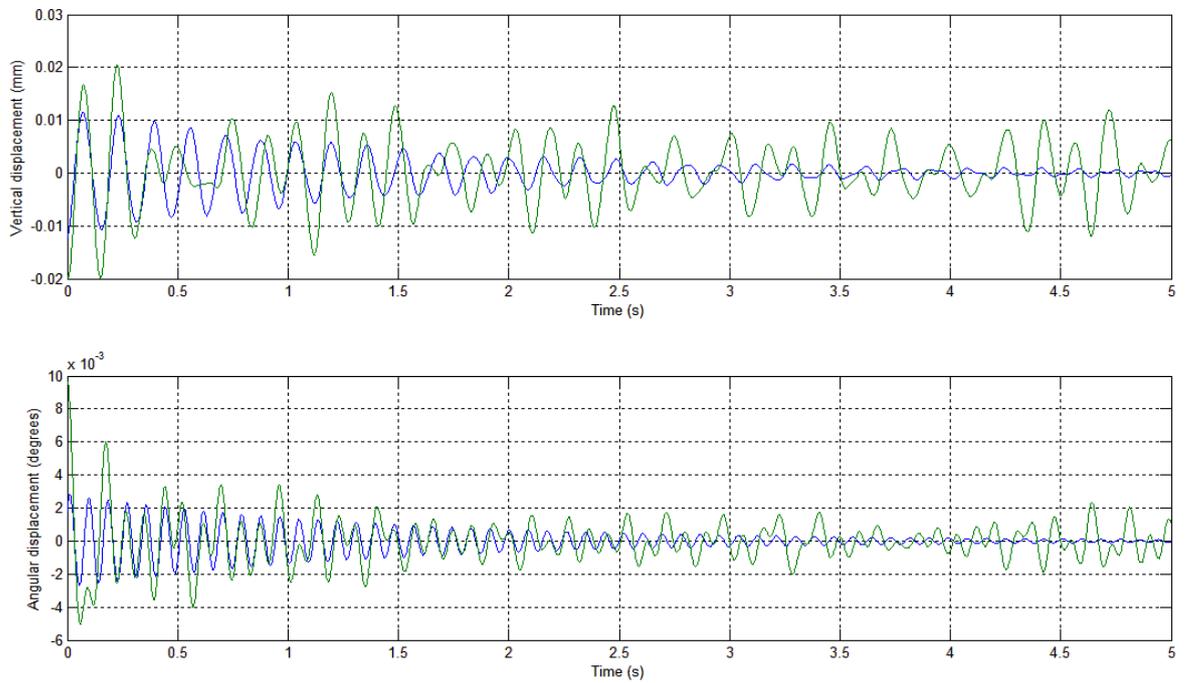


Fig. II.50 – Modelo *COUPLE* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 57,7m/s (grupo de registros: PONP_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

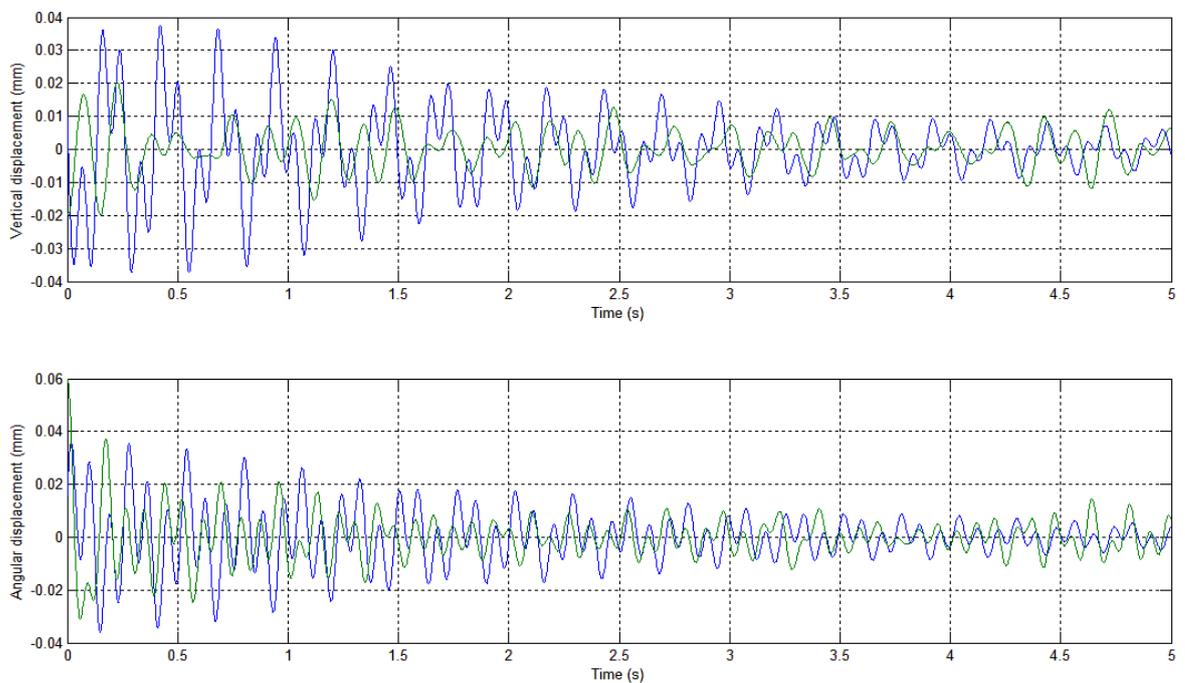


Fig. II.51 – Modelo *EQUAL* - Ajuste das curvas de decaimento vertical e angular para a velocidade de 57,7m/s (grupo de registros: PONP_00_S_00) – curva teórica em azul e curva real em verde.

ANEXO III

Neste anexo são fornecidas algumas informações referentes aos registros obtidos dos ensaios em túnel de vento dos modelos seccionais de pontes e ao processamento destes mesmos registros via modelos de identificação de sistemas. Os registros utilizados na sintonização dos modelos de identificação, cedidos pelo LAC, foram adquiridos com a mesma taxa de aquisição, intervalo de duração e amplificação dos oito modelos propostos neste trabalho (ver Seção 4.4).

O grupo de registros da sintonização (D055S) tem um total de 31 registros. Os demais grupos de registros (ver Tab. 4.4 e/ou Tab. 5.1) têm um total de 196 registros que foram adquiridos neste trabalho. No total, têm-se 227 registros utilizados para o processamento. Todos estes registros possuem 64 segundos de duração que correspondem a 32768 amostras por registro para cada acelerômetro.

Nos registros originais foram realizados cortes que variaram de 0 a 32 segundos. Conseqüentemente, os registros após os cortes ficaram com tamanhos que variaram de 32 a 64 segundos, e que correspondem aos tamanhos dos históricos no tempo dos deslocamentos obtidos a partir dos sinais originais. Nos registros de deslocamentos foi aplicada a técnica do “*Random Decrement*”, onde o intervalo de duração do sinal “*Random Decrement*” foi determinado como o intervalo de duração do registro de entrada dividido por oito - $t_d = t/8$ - que leva a registros com tamanhos de 4 a 8 segundos.

As variáveis de tempo aqui apresentadas correspondem aos valores de modelo. Para o protótipo, de acordo com a escala de tempo (reportar-se a Tab. 4.1), os registros originais

possuem uma duração de aproximadamente 15 minutos, os históricos no tempo dos deslocamentos têm uma duração de 7,5 a 15 minutos e o sinal “*Random Decrement*” apresenta um intervalo de duração de 1 a 2 minutos.